



UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI FIRENZE FACOLTA' DI INGEGNERIA

Dottorato di Ricerca in Ingegneria Industriale e
dell'Affidabilità
Ciclo XXIII (Gen 2008-Dic 2010)
ING-IND /09

Configurazioni innovative di turbine di bassa
pressione per motori aeronautici: studio
preliminare aerodinamico e analisi affidabilistica

Dottoranda:	Ing. Moira Turini
Tutor	Ing. Giovanni Ferrara
Relatori aziendali	Ing. Francesco Bertini Ing. Guido Rosazza
Coordinatore Dottorato	Ing. Mario Tucci

Alla mia famiglia

Ringraziamenti

A conclusione di questi tre anni che mi hanno portato alla stesura della mia tesi di Dottorato desidero ringraziare Massy che mi è sempre stato vicino anche nei momenti più critici.

Ringrazio la mia famiglia che anche da lontano è riuscita ad essere presente e a stimolare la mia voglia di raggiungere un così importante traguardo e i miei nipotini Julia e Yuri che riescono con la loro semplicità ad arricchire la mia vita quotidiana.

Ringrazio di cuore Guido, che mi ha introdotta passo dopo passo verso tutto ciò che circonda l'analisi RAMS, supportando quotidianamente il mio lavoro e le analisi fatte per questa tesi.

Un ringraziamento lo devo a Francesco Bertini per la professionalità e la costante presenza garantitami in tutti e tre gli anni.

Ringrazio in modo particolare l'Ing. Ferrara per la disponibilità e la cortesia dimostratami.

Infine ma non per ultimi ringrazio Elisabetta, Stefano e Ferruccio perchè ognuno a modo loro mi han fatto sentire parte dell'Ente Aeronavigabilità-RAMS aiutandomi a crescere professionalmente, ma anche arricchendomi come persona.

Indice

INDICE	I
INTRODUZIONE.....	II
CAPITOLO 1	1
L'AVAN-PROGETTO DI UNA TURBINA DI BASSA PRESSIONE PER MOTORI AERONAUTICI.....	1
1.1 DESIGN PRELIMINARE AFFIDABILISTICO: FASE DI DEFINIZIONE DEL PRODOTTO	3
1.1.1 Introduzione.....	3
1.1.2 Analisi RAMS [1].....	4
1.1.2.3 Maintainability	16
1.1.2.4 Safety	20
1.2 DESIGN PRELIMINARE AERODINAMICO	24
1.2.1 Parametri fondamentali da tenere sotto controllo durante il design preliminare di una turbina aeronautica	29
CAPITOLO 2	35
PROGETTO VITAL CONFRONTO FRA ARCHITETTURA TRADIZIONALE, CONTROROTANTE E LPT AD ALTA VELOCITÀ CON SCATOLA DI RIDUZIONE...35	
2.1 INTRODUZIONE.....	35
2.2 PROGETTO VITAL.....	41
2.3 DIRECT DRIVEN TURBO FAN.....	42
2.3.1 DDTF Lungo raggio.....	43
2.3.2 DDTF Corto raggio.....	48
2.4 CONTRO ROTANTE TURBO FAN	50
2.4.1 Contro rotante turbofan lungo raggio.....	51
Contro-rotante turbo fan corto raggio	53
2.5 GEARED TURBO FAN	55
2.5.1 GTF lungo raggio.....	55
2.5.2 GTF corto raggio.....	57
2.6 CONFRONTI FRA LE TRE CONFIGURAZIONI.....	59
CAPITOLO 3	64
AVAN-PROGETTO DI CONFIGURAZIONI OPEN ROTOR.....	64
3.1 STORIA DEL PROPFAN.....	64
3.1.1 Ricerche su propfan da parte di alcuni fra i più grandi motoristi aeronautici.....	67
3.2 DREAM (VALIDATION OF RADICAL ENGINE ARCHITECTURE SYSTEMS) E GLI STUDI EFFETTUATI DA AVIO SULL'OPEN ROTOR CONTRO- ROTANTE.....	94
3.2.1 SNECMA e DREAM	97
3.2.1.2 Analisi di Affidabilità.....	115
CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI.....	124
BIBLIOGRAFIA.....	125

Introduzione

Questa tesi, è stata realizzata presso Avio S.p.A., azienda leader in Italia nel campo della propulsione aerospaziale.

Tra le varie attività svolte da Avio le principali sono la progettazione di turbine, di turbo-pompe e di gruppi per la trasmissione di potenza (gearbox).

Nata nel 1908, ha segnato quasi un secolo di sfide tecnologiche e imprenditoriali insieme alla Fiat. Da Luglio 2003 FiatAvio diventa Avio e dal primo ottobre dello stesso anno esce dal Gruppo Fiat, ma resta immutata la continua ricerca dell'eccellenza dei propri prodotti e servizi, che hanno assicurato all'azienda una posizione di leadership nella propulsione aerospaziale. Avio ha sviluppato un ruolo e competenze significative come sottosistemista e componentista, partecipando ai maggiori programmi internazionali aeronautici e spaziali con la presenza in tutte le fasi del ciclo di vita del prodotto: dalla ricerca e sviluppo alla costruzione e montaggio, fino all'assistenza tecnica e revisione.

Questa tesi è stata sviluppata all'interno dei dipartimenti di Ricerca e Sviluppo, e Regolamentazione di Aeronavigabilità-R.A.M.S e ha riguardato la metodologia di approccio allo sviluppo di una turbina di bassa pressione sia con configurazione tradizionale che per architetture innovative dal punto di vista aerodinamico e di affidabilità.

Analiticamente attraverso l'utilizzo di strumenti di progettazione preliminare multidisciplinare sviluppati in collaborazione con l'Ente Ricerca è stato possibile studiare e quindi confrontare l'architettura convenzionale di una turbina LPT con quelle innovative CRT o GTF per applicazioni turbofan con fan intubato posto anteriormente al motore.

I cicli e i dati geometrici necessari allo sviluppo delle turbine sono stati forniti dal motorista del progetto Europeo Vital al quale Avio ha partecipato attivamente sia come studi aerodinamici che come studi aeroacustici.

Le configurazioni da studiare erano sei, tre per il corto raggio e tre per il lungo raggio e alla fine è stato possibile dedurre quale architettura fosse più vantaggiosa e più vicina al soddisfacimento dei requisiti A.C.A.R.E.

La configurazione CRT è una turbina di bassa pressione senza statori che in una prima analisi si rileva molto vantaggiosa in quanto tutte le schiere partecipano al lavoro della turbina, non ci sono quindi componenti statici che tipicamente hanno il solo scopo di deviare il flusso aumentando il peso della turbina senza grosso valore aggiunto.

I rotori sono per metà connessi ad un tamburo interno analogo ai dischi di configurazioni standard e l'altra metà collegati ad un tamburo esterno rotante che gira in senso opposto rispetto a quello interno, i rotori girano a velocità assolute basse se confrontati con quelli di turbine tradizionali, e questo va a vantaggio dei Fan che sono direttamente collegati ai tamburi stessi, ma ogni schiera rotorica vede una velocità relativa rispetto al precedente rotore sufficiente da non pregiudicarne le performance turbina; tuttavia a livello progettuale ci sono criticità in particolar modo per il design del tamburo esterno di dimensioni notevoli che oltre a mettere in rotazione parte delle schiere deve assolvere il compito di contenimento pale nell'eventualità di una rottura. Nella configurazione GTF la turbina di bassa pressione è una turbina ad alta velocità e, per disaccoppiare il suo moto da quello del fan è interposto fra queste due un gruppo riduttore.

In questa configurazione la turbina è piccola, gira ad alte velocità e con pochi stadi riesce a fornire il lavoro richiesto, però l'aggiunta del riduttore comporta un design più articolato, con l'aggiunta di condotti d'olio, la difficoltà di scelta del posizionamento della "gearbox" che non può stare in zone troppo calde, l'introduzione di componenti aggiuntivi che aumentano peso e numerosità di pezzi che possono essere soggetti a rottura.

Gli studi aerodinamici e di affidabilità su configurazioni innovative di moduli turbina di bassa pressione sono proseguiti con la partecipazione ad un altro progetto europeo, progetto DREAM, nel quale si è studiata la fattibilità di una turbina avente venti schiere senza statori, con la prima e l'ultima razza collegate rispettivamente al primo e secondo propeller posto all'altezza della turbina in sostituzione del fan in testa al motore.

In particolare sono state effettuate analisi di avan progetto multidisciplinare, analisi di sensitività riguardanti diversi parametri di progetto tra cui velocità di rotazione, numero di stadi e coppia sviluppata dai due rotori e, per quanto riguarda l'affidabilità gli studi si sono concentrati, dato il preliminare livello di dettaglio del design, sull'analisi funzionale.

Capitolo 1

L'Avan-Progetto di una Turbina di bassa Pressione per motori aeronautici

Il flusso di progettazione di una turbina aeronautica, così come in generale per tutti i prodotti ad alta tecnologia, può essere schematizzato suddividendolo in tre macro blocchi che sono:

- Definizione del Prodotto (General arrangement), dove vengono recepiti i requisiti tecnici espressi dal cliente e vengono formulati gli studi preliminari di fattibilità del prodotto; per poi proseguire con lo studio vero e proprio di fattibilità ed infine viene definita l'architettura di massima del progetto integrando gli elementi tecnici necessari per la formulazione della Specifica di Progetto e la specifica funzionale di eventuali banchi prova.

La specifica di progetto contiene informazioni su requisiti tecnici del cliente e requisiti per la certificazione, identificazione delle prestazioni fondamentali, identificazione preliminare delle parti e delle caratteristiche critiche ed infine l'identificazione di make or buy strategico e costi di industrializzazione.

- Progettazione (Schemi e calcoli strutturali): fase in cui si definiscono le caratteristiche di progetto, viene curata la trasformazione della specifica di progetto nel progetto vero e proprio dei prodotti; ed infine si ha la

emissione dello schema di progetto e della specifica di prova, nel rispetto degli obiettivi di tempo e costo concordati.

Lo schema di progetto fornisce in generale l'insieme delle informazioni tecniche vincolanti (geometrie ed ingombri, identificazione delle lavorazioni critiche e dei processi speciali, definizione delle quote critiche, ecc), i requisiti di accoppiamento ed istruzioni vincolanti per il montaggio, le informazioni sulla struttura del prodotto (Items list, P/N's list), il riferimento ad elementi che sostanziano il progetto (codici di calcolo, reports di calcolo, reports di prova), la struttura della configurazione del prodotto nell'ambito del processo di gestione della configurazione; l'analisi dei risultati sperimentali verificandone la rispondenza ai risultati attesi; ed infine lo sviluppo del progetto in funzione del Manufacturing Target Cost.

- Disegno (Disegni costruttivi): in questa fase sono definite le caratteristiche industriali, sono svolte le attività di disegno di dettaglio costruttivo dei componenti sulla base degli schemi di progetto, garantendo il rispetto degli obiettivi di tempo e costo; si attiva la collaborazione, l'industrializzazione, attrezzamento e lancio in produzione del prodotto ed è fornito il supporto alle fabbriche durante la produzione corrente; è inoltre garantito lo svolgimento dell'attività di disegno in funzione del Manufacturing Target Cost.

1.1 Design preliminare affidabilistico: fase di Definizione del Prodotto

1.1.1 Introduzione

Lo studio di fattibilità per prodotti ad alta tecnologia, alte prestazioni e per programmi complessi, lunghi e costosi, quali sono i motori aeronautici richiede un'interazione tra le varie discipline, ovvero la collaborazione fra l'Aerodinamico, il Termico, lo Strutturale, ma, e vedremo perché, è fondamentale già nella prima fase, valutare il design per quanto riguarda i requisiti di affidabilità.

L'analisi di affidabilità eseguita già dalla fase di avan-progetto è necessaria a garantire fin da subito i requisiti di specifica e serve al progettista per indirizzare il design verso una configurazione nella quale siano state individuate tutte le possibili cause di guasto e siano state introdotte tutte le azioni necessarie per mitigare quelle rotture che porterebbero a conseguenze catastrofiche compresa la perdita del velivolo e/o di vite umane.

L'importanza dell'introduzione delle analisi di affidabilità nelle prime fasi di design, è utile soprattutto per evitare che eventuali debolezze di progetto siano identificate quando ormai i componenti sono stati industrializzati ed è quindi possibile intervenire univocamente con pesante aggravio di costi.

Inoltre, nei programmi del settore aeronautico/spaziale e relativi equipaggiamenti, il processo di progettazione di un sistema non è solo la selezione o la designazione di parti che combinate in un certo modo producono le funzioni desiderate, ma esso deve tener conto dell'ambiente in cui il sistema opererà e la missione che dovrà compiere.

Questi aspetti sono indirizzati da discipline che continuamente devono analizzare il progetto ed identificare quelle aree che richiedono migliorie per ottimizzare la capacità del sistema ad essere utilizzato e mantenuto per un certo tempo durante il ciclo di vita.

Tali discipline sono: Affidabilità, Disponibilità, Manutenibilità, Sicurezza, (RAMS) Testability (governa gli aspetti di "testing", di rilevazione ed isolamento dei guasti, si applica essenzialmente ai sistemi di controllo ed è strettamente connessa alla disciplina RAMS), Human engineering (si occupa degli aspetti di interfaccia tra uomo e sistema sia per quanto riguarda l'utilizzazione operativa che per gli aspetti di manutenzione) e Producibilità (possibilità di produzione del pezzo).

Ogni disciplina, fornisce un contributo importante al progetto che, quando realmente integrato con esse, realizzerà un sistema perfettamente bilanciato tra prestazioni supporto e costi.

Prima o poi qualsiasi equipaggiamento si rompe, purché fatto funzionare sufficientemente a lungo; più spesso si presentano avarie, minore sarà la soddisfazione del Cliente e maggiore l'impegno di risorse richiesto per supportare il prodotto.

L'analisi RAMS e il soddisfacimento dei suoi requisiti produce nelle aziende aeronautiche, vantaggi di efficacia ed efficienza, con l'ulteriore beneficio di assicurare un approccio metodologico tale da garantire la costanza tecnica.

Le migliori intrinseche si esplicitano per il Cliente sotto forma di miglior affidabilità, migliore Life Cycle Cost, minor tempo di fermo macchina per guasti, quindi maggiore disponibilità (availability) dei prodotti, minore necessità di parti di ricambio.

Per una moderna progettazione integrata occorre quindi approfondire le conoscenze relative al sistema da progettare per concepirlo non solo ai fini della funzionalità e del costo, ma tenendo in considerazione anche i relativi servizi di supporto; adottare metodi sistematici di analisi RAMS (FHA, FMECA, Maintainability Analysis, FTA, ecc), integrare e diffondere le informazioni tecniche.

1.1.2 Analisi RAMS [1]

RAMS è l'acronimo di

- Reliability, (Affidabilità)
- Availability, (Disponibilità)
- Maintainability, (Manutenibilità)
- Safety, (Sicurezza)

1.1.2.1 Reliability

L'Affidabilità può essere definita come la probabilità che un item (motore, sistema, componente) di un equipaggiamento compia la sua missione senza guastarsi, assumendo che esso sia utilizzato secondo le condizioni per il quale è stato progettato.

Per assicurare che l'equipaggiamento sia progettato in modo da raggiungere i desiderati livelli di sicurezza, occorre condurre un programma di affidabilità, cioè un'insieme di attività organizzate. Tali attività (tasks) vengono dettagliate nella MIL-STD 785B.

Essa si compone di 3 sezioni:

- Tasks serie 100. Sono descritte le attività relative alla gestione del programma di affidabilità.
- Tasks serie 200. Sono dettagliate le attività relative alla progettazione dell'affidabilità ed alla sua valutazione.
- Tasks serie 300. Sono riportate le attività relative allo sviluppo dell'affidabilità e alla sua assicurazione in produzione.

Tasks serie 100

- **Reliability Program Plan (Task 101).**

All'inizio del programma si definisce un piano che descrive l'equipaggiamento in oggetto, le attività che si condurranno, l'organizzazione, le interfacce, le problematiche previste. Tale piano viene concordato con il cliente e tenuto aggiornato durante lo sviluppo dell'equipaggiamento.

- **Monitor and Control of Subcontractors and Suppliers (Task 102).**

I requisiti di affidabilità vengono fatti ricadere sui fornitori in modo di assicurare il raggiungimento degli stessi per l'equipaggiamento completo.

- **Program Reviews (Task 103).**

Vengono tenuti dei reviews formali con il cliente durante i quali si esamina l'avanzamento del programma. Generalmente essi sono denominati come IDR (.....), PDR (Preliminary design review), CDR (critical design review). Simili reviews sono tenuti con i fornitori.

- **Failure Reporting, Analysis and Corrective Action System (FRACAS) (Task 104).**

Viene stabilita una metodologia per il rilievo delle avarie durante le prove di sviluppo, qualificazione ecc. Tipico veicolo sono i Defect Reports (DR). FRACAS è un sistema a loop chiuso, cioè ad ogni difettosità deve seguire un'analisi dell'avaria e la relativa azione correttiva. Il database FRACAS costituisce una valida banca dati delle difettosità.

- **Failure Review Board (Task 105).**

Viene stabilito un comitato di specialisti che periodicamente si riuniscono per fornire l'avanzamento circa il FRACAS. Essi sono responsabili delle analisi per l'identificazione del meccanismo di guasto e l'individuazione dell'azione correttiva idonea ad evitare le difettosità rilevate. FRB dovrà concordare sulle analisi effettuate e sulle azioni correttive.

Tasks serie 200

- **Reliability Modeling (Task 201).**

Il primo passo per iniziare l'analisi è sviluppare un modello basato sulle funzioni dell'equipaggiamento da analizzare ed adattato ai suoi requisiti operativi. Il modello è usato per simulare il funzionamento dell'equipaggiamento in modo da determinare i modi di avaria e permettere la predizione dei tassi di guasto.

Un semplice modello matematico può essere concepito come illustrazione di una serie di funzioni; ovviamente modelli di grossi sistemi che abbiano vari circuiti in serie, parallelo possono diventare molto complessi.

All'inizio di un progetto si sviluppa pure un diagramma a blocchi di affidabilità, che ha la finalità di fornire la base per un' accurata preparazione del modello matematico. Esso raffigura la configurazione funzionale dell'equipaggiamento. Sia il modello che il diagramma a blocchi vengono utilizzati per la conduzione dei due tasks seguenti.

- **Reliability Allocations (Task 202).**

E' importante nella fase iniziale di progettazione avere una linea per guidare i progettisti. Si attribuiscono i failure rate di ciascun componente e saranno quindi le Allocations a costituire un metodo per stabilire tale linea in quanto rappresentano la suddivisione dei requisiti/obiettivi di affidabilità dell'equipaggiamento nei vari sistemi componenti.

Si definisce Failure Rate (tasso di guasto, λ) il valore numerico che fornisce il numero di avarie di un item occorse in un'ora di funzionamento. Generalmente è indicato con λ , e spesso i tassi di guasto sono indicati come avarie per milione di ore di funzionamento. Nel diagramma un esempio di come potrebbe essere ripartito il λ fra i componenti del motore:

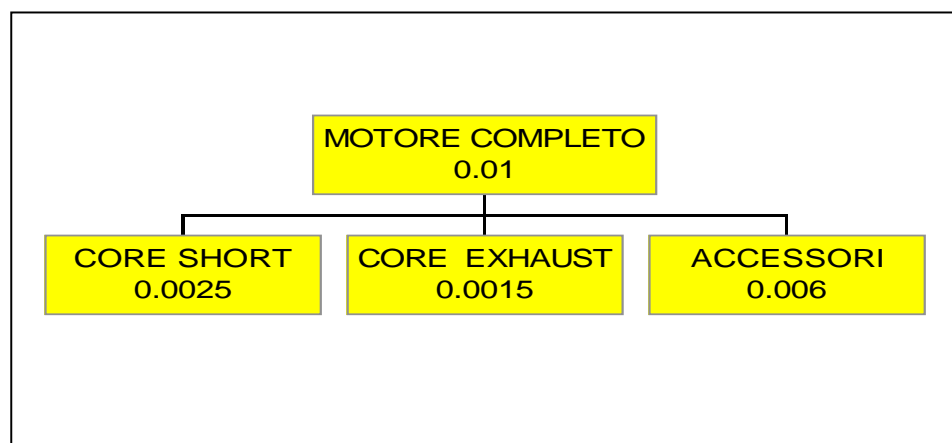


Fig 1.1 Esempio di distribuzione del failure rate λ

- **Reliability Predictions (Task 203).**

Viene predetto il valore di affidabilità e/o tasso di guasto dell'equipaggiamento basato sulla configurazione definita. L'esecuzione delle predictions è un processo bottom-up. Il metodo per condurre le predictions varia con il tipo dell'equipaggiamento in esame, con il suo grado di innovazione e lo stato del suo progetto. Si riportano alcune metodologie:

- a) Similar item method. Valuta l'affidabilità sulla base di esperienze ricavate da progetti simili e valutandone le differenze.
- b) Parts Count. Tale metodo utilizza una semplice formula che tiene conto del numero dei componenti, della loro tipologia e di un generico tasso di guasto associato ad ogni tipologia.
- c) Parts Stress. Metodologia più complessa che tiene conto per ogni tipologia di componente del suo stress elettrico, termico, ambientale e la frequenza di uso di ogni componente.

- **Parts Program (Task 207).**

Scopo del task è standardizzare il più possibile le parti usate nel progetto. (Rif. MIL-STD 965A)

- **Reliability Critical Items (Task 208).**

Scopo dell'attività è di fornire particolare enfasi a quegli items che sono critici per il raggiungimento dei requisiti affidabilistici. Tali items sono quelli che hanno un elevato tasso di guasto, un potenziale impatto sulla sicurezza, un' elevata necessità di supporto logistico, che richiedono particolari precauzioni per handling e trasporto, ecc. Eseguendo in maniera più dettagliata ed accurata i tasks affidabilistici su tali items si avrà un grosso impatto sul programma totale.

- **Effects of Functional Testing, Storage, Handling, Packaging, Transportation and Maintenance (Task 209).**

Gli equipaggiamenti devono poter sopportare gli effetti di prove, handling, immagazzinamento ecc. L'analisi permette di identificare le criticità alla luce di tali aspetti.

- **Failure Modes, Effects, and Criticality Analysis (FMECA) (Task 204).**

La FMECA costituisce l'asse portante dell'analisi di affidabilità. All'interno del programma di affidabilità è una delle prime attività da eseguire a seguito dell' FHA.

Tale analisi permette di identificare tutti i possibili modi in cui l'equipaggiamento, il sistema o la parte può rompersi, la causa del guasto, l'effetto che esso provoca.

La FMECA viene sviluppata in accordo con la MIL-STD 1629. E'importante che la FMECA sia molto accurata ed esaustiva in quanto essa costituisce la fonte principale di informazioni per le attività di maintainability, testability, pianificazione della manutenzione, safety e supporto logistico.

La stesura della FMECA è un processo che, partendo dall'analisi delle possibili avarie dei componenti, identifica quelle che maggiormente influenzano l'Affidabilità e la Sicurezza del prodotto (FHA), per consentire l'individuazione delle opportune azioni correttive volte a ridurre la criticità.

Particolare importanza riveste (sin dalle fasi di concezione del progetto), l'attività volta a identificare i problemi potenziali e prevedere i rischi ad essi associati; ciò consente il ricorso ad azioni di modifica (ove necessarie) e revisione del progetto, anche con largo anticipo rispetto l'avvio della produzione del prodotto.

I risultati della FMECA (opportunamente utilizzati) consentono di:

- valutare l'impatto delle avarie sulla funzionalità dell'equipaggiamento o prodotto;
- intervenire sul progetto al fine di ridurre/eliminare le possibili criticità;
- identificare quei componenti che richiedono particolari azioni di Quality Assurance e definire le priorità di intervento;
- concorrere all'individuazione delle parti critiche.

Consentono inoltre di supportare le valutazioni per indirizzare:

- scelte di alternative tecniche (trade-off);
- proposte di cambi di configurazione;
- risoluzione di non conformità.

La stesura della FMECA, può essere condotta secondo i due metodi di approccio: Software Oriented o hardware oriented.

Il primo metodo Software Oriented privilegia l'aspetto funzionale, consentendo di iniziare l'esecuzione dell'analisi anche in una fase in cui sono definiti unicamente i requisiti funzionali del progetto, mentre il secondo l'approccio Hardware si basa sull'elenco dei componenti definiti e ne analizza per ciascuno i possibili modi di avaria: è quindi preferibile (e normalmente adottato), quando i componenti sono definiti da schemi, complessivi o disegni di dettaglio.

Anche se i formati da utilizzare per la stesura delle analisi dipendono dal progetto a cui si riferiscono e possono differire per la forma con cui le informazioni sono riportate, tuttavia i contenuti delle varie colonne in cui si articola un'analisi FMECA possono essere sinteticamente riassunti con il seguente schema:

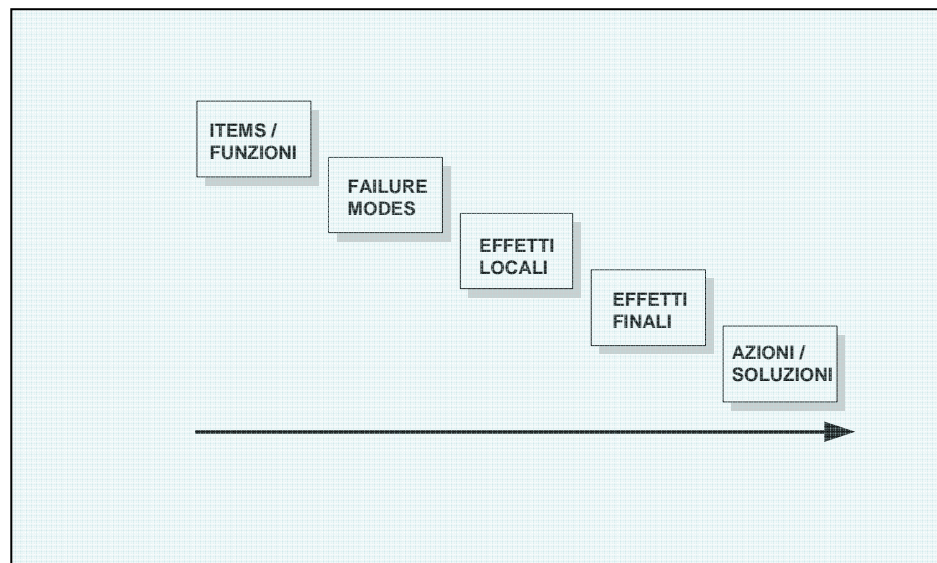


Fig 1.2 Shema sequenziale di un' analisi FMECA

Il processo di stesura è il seguente:

- il progetto (motore, modulo, equipaggiamento) viene suddiviso opportunamente in sezioni;
- lo standard di progetto sul quale l'analisi viene eseguita è riportato sotto forma di elenco di schemi e componenti trattati, in modo da garantire che future variazioni siano adeguatamente valutate;
- per ogni sezione principale è riportato lo schema applicabile da cui è ricavata la lista dei componenti.

Il metodo di presentazione deve assicurare:

- la trattazione di tutti i componenti;
- l'analisi dei cambi futuri;
- la trattazione delle interfacce.

Sebbene l'emissione della FMECA (in particolare la hardware oriented) richieda il completamento dei disegni, possono essere forniti commenti di Affidabilità anche nella fase iniziale del progetto; ciò al fine di minimizzare le richieste future di modifiche per ottenere la massima "Reliability by design".

Il processo formalizza il legame "day by day" tra gli specialisti con l'esecuzione di una Preliminary FMEA (PFMEA); tramite tale sinergia si ottiene il duplice vantaggio, sia di avviare l'impostazione degli obiettivi di Reliability e Maintainability sin dalla fase preliminare del progetto, sia di evitare per quanto possibile le introduzioni di modifiche tardive penalizzanti tali aspetti.

La stesura della FMECA consente, oltre ai benefici in termini di efficienza, di identificare i componenti da trattare quali parti più importanti del complessivo (classificazione componenti e caratteristiche) e collabora alla definizione delle parti critiche.

Sulla base del flusso operativo si è definita la configurazione ottimale del processo di PFMEA/FMECA di progetto; le due tipologie di analisi hanno distinte filosofie di approccio e richiedono differenti formati e modalità operative; i dati relativi alle finalità principali e inputs necessari per l'esecuzione delle PFMEA e FMECA sono riportati nella tabella rappresentata in fig1.3 dalla quale si evince la seguente collocazione temporale delle analisi:

PFMEA Definizione del Prodotto

FMECA Progettazione

TIPO	MOMENTO	FINALITÀ	INPUT	ESECUTORE
PFMEA				
Funzionale	Alla definizione del Prodotto	Consentire analisi di trade-off su configurazioni alternative	General Arrangement Lessons learned	<u>Responsabilità:</u> Team leaders dei Centri di Prodotto <u>Operatività:</u> Specialisti di Sistema Specialisti di Disciplina Supporto RAMS
FMECA				
Hardware	Progettazione In caso di evoluzione degli standards del progetto Aggiornamenti per ritorni sperimentali	Generare l'analisi qualitativa e quantitativa del progetto	Schemi PFMEA Allocazioni FMEA preliminare di processo	<u>Responsabilità:</u> Team leaders dei Centri di Progettazione; <u>Operatività:</u> Specialisti di Sistema di Progettazione; Specialisti di Disciplina di Progettazione Fornitori Supporto RAMS Partecipazione di personale di Industrializzazione di Prodotto

Fig 1.3 Input e output di un analisi FMECA

La PFMEA è quindi fatta nelle prime fasi del progetto (studio di fattibilità del prodotto); e l'approccio per la compilazione è del tipo Software Oriented, anche a causa del basso livello di definizione del prodotto associato a tale fase di progettazione.

Essa si basa pertanto sulla suddivisione del progetto nelle sue funzioni elementari, consentendo di eseguire l'analisi anche in una fase in cui siano stati identificati unicamente i requisiti funzionali del progetto senza avere definito il loro mezzo concreto di attuazione.

Entrando più nel dettaglio l'Esecuzione delle Analisi PMEA e FMECA, inizia dall'assunzione generale che ogni avaria primaria (cioè non indotta da altre avarie precedenti) dovrà essere trattata dalle analisi, ed inoltre dovranno essere esaminati la sequenza di eventi e gli effetti finali di ogni avaria prevedibile.

Le analisi FMECA potranno contenere la descrizione di alcune avarie primarie che non saranno in seguito evidenziate dalle attività sperimentali; tale fatto è generalmente conseguenza della loro bassa probabilità di presentarsi durante la vita operativa del componente.

Nonostante sia difficile prevedere quali avarie realmente si presenteranno durante il servizio, l'esame completo degli effetti assicurerà l'identificazione delle azioni preventive necessarie per eliminare / ridurre tali effetti potenziali.

Le azioni preventive possono consistere, per esempio, nella pianificazione di controlli con opportuna frequenza durante il servizio o, se tale intervento risultasse insufficiente, in una revisione del progetto del modulo interessato ovvero, in ultima analisi, in una nuova configurazione del sistema.

L'esperienza mostra come in genere, l'effetto finale più probabile (evoluzione dell'avaria considerata), sia relativamente innocuo; essa però evidenzia anche come l'omissione nell'applicazione di un efficace provvedimento correttivo presenti talvolta un serio rischio (che possa occasionalmente presentarsi).

E' propedeutica e facilita la stesura delle analisi FMECA, l'esecuzione iniziale di una breve analisi funzionale (functional analysis) del modulo/sistema in oggetto; ciò permette di evidenziare ed identificare gli obiettivi e requisiti che dovranno essere soddisfatti dal sistema stesso .

La valutazione viene eseguita usando la metodologia dell'albero funzionale (functional tree) che organizza i componenti in forma di diagramma funzionale a blocchi.

La PFMEA può essere compilata ed aggiornata parallelamente all'evoluzione del progetto, seguendo l'emissione degli schemi preliminari di studio; in essa vengono analizzati i moduli / sistemi più importanti, limitando la trattazione ai modi di guasto più rilevanti .

Tale approccio consente di individuare con efficacia le parti maggiormente critiche ed intraprendere le dovute azioni correttive; per ogni elemento individuato le azioni correttive saranno concordate tra i vari esperti coinvolti nel progetto del prodotto in esame .

La metodologia della PFMEA è applicabile ai diversi settori; con tale attività interfunzionale è quindi possibile correggere le scelte di configurazione orientando il

progetto in modo ottimale, evitando / limitando come già detto le successive ed onerose revisioni in fasi più avanzate.

L' analisi sarà presentata sotto forma di tabella e in generale i contenuti sono i seguenti:

Colonna 1 (ITEM): Indica il numero di riferimento e nominativo del componente riportato sullo schema di riferimento.

Colonna 2 (PART / FUNCTION): Descrive in maniera concisa la funzione (funzioni) svolte dal componente/modulo in esame, e fornisce inoltre alcune considerazioni supplementari (es: stadio di alta o bassa pressione, ecc.); per i vari componenti saranno prese in considerazione le funzioni ritenute più significative.

Colonna 3 (FAILURE MODE): Riporta l' elenco di tutti i modi di avaria ritenuti più importanti; i modi di avaria con gli stessi effetti e indicazioni potranno essere convenientemente raggruppati.

Colonna 4 (CAUSE): Indica le possibili cause del modo di avaria identificato.

Colonna 5 (PROBABILITY): Indica per ogni modo di guasto la probabilità (in modo qualitativo, $1 > P > 10^{-4}$ H (Alta); $10^{-4} > P > 10^{-6}$ M (Media); $P < 10^{-6}$ L (Bassa)) che l'avaria si verifichi.

Colonna 6 (INITIAL EFFECT): Fornisce la descrizione dell' effetto (o effetti) iniziale previsto per ciascun modo di avaria. Sono riportati tutti i malfunzionamenti provocati dalla avaria sulla parte in esame; in presenza di più effetti questi andranno elencati in ordine crescente di severità e decrescente di probabilità di ricorrenza.

Colonna 7 (ULTIMATE EFFECT): Fornisce la descrizione dell' evoluzione (o evoluzioni) di un certo effetto locale sino a riferirsi a livello motore. Se si evidenziano più effetti, questi andranno elencati in ordine crescente di severità e decrescente di probabilità di ricorrenza.

Colonna 8 (SEVERITY): Classe di severità prevista dell' effetto finale identificato, in accordo a quanto riportato nella seguente tabella delle severità.

Classification	Abbreviation	Failure condition
Catastrophic	Cat	Catastrophic: Failure Conditions, which would result in multiple fatalities, usually with the loss of the aeroplane. There are no specifics about failure conditions classified Catastrophic in CS-E or CS-P. This classification is only defined on A/C level.
Hazardous	Haz	Hazardous Engine Effects: <ul style="list-style-type: none"> i) <i>Non-containment of high-energy debris,</i> ii) Concentration of toxic products in the Engine bleed air for the cabin sufficient to incapacitate crew or passengers, iii) Significant thrust in the opposite direction to that commanded by the pilot, iv) Uncontrolled fire, v) Failure of the Engine mount system leading to inadvertent Engine separation, vi) Release of the propeller by the Engine, if applicable, vii) Complete inability to shut the Engine down. Hazardous Propeller Effects: <ul style="list-style-type: none"> i) The development of excessive drag. ii) A significant thrust in the opposite direction to that commanded by the pilot. iii) A release of the Propeller or any major portion of the Propeller. iv) A failure that results in excessive unbalance. Hazardous: Failure Conditions, which would reduce the capability of the aeroplane or the ability of the crew to cope with adverse operating, conditions to the extent that there would be: <ul style="list-style-type: none"> i) A large reduction in safety margins or functional capabilities; ii) Physical distress or excessive workload such that the flight crew cannot be relied upon to perform their tasks accurately or completely; or iii) Serious or fatal injury to a relatively small number of the occupants other than the flight crew.
Major	Maj	Major Propeller Effects - <ul style="list-style-type: none"> iv) An inability to feather the Propeller (for feathering Propellers); v) An inability to change Propeller pitch when commanded; vi) An uncommanded change in pitch; vii) An uncontrollable torque or speed fluctuation. Major: Failure Conditions which would reduce the capability of the aeroplane or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions to the extent that there would be, for example, a significant reduction in safety margins or functional capabilities, a significant increase in crew workload or in conditions impairing crew efficiency, or discomfort to the flight crew, or physical distress to passengers or cabin crew, possibly including injuries.
Minor	Min	An Engine Failure in which the only consequence is partial or complete loss of thrust or power (and associated Engine services) from the Engine must be regarded as a Minor Engine Effect. Minor: Failure Conditions which would not significantly reduce aeroplane safety, and which involve crew actions that are well within their capabilities. Minor Failure Conditions may include, for example, a slight reduction in safety margins or functional capabilities, a slight increase in crew workload, such as routine flight plan changes, or some physical discomfort to passengers or cabin crew.

Fig 1.4 Classificazione delle severità in base all'effetto del guasto

Colonna 9 (Frequency): Indica qualitativamente la probabilità che la failure si verifichi.

Probability qualitative definition	Quantitative value
Extremely Improbable	$P < 10^{-9}$
Extremely Remote	$10^{-7} < P > 10^{-9}$
Remote	$10^{-5} < P > 10^{-7}$
Reasonable Probable	$10^{-3} < P > 10^{-5}$
Frequent	$P \geq 10^{-3}$

Fig 1.5 definizione dei livelli di probabilità

Colonna 10 (Failure Detection Methods): Si indicano in questa colonna i sensori/ il sensore con i quali si individua la presenza della failure.

Colonna 11 (REMARKS / ACTION): In questa colonna sono riportate tutte le informazioni aggiuntive che si ritengono pertinenti e necessarie, ma soprattutto occorrerà fornire una valutazione anche solo qualitativa della criticità del Colonna 9 (Frequency): Indica qualitativamente la probabilità che la failure si verifichi.

Tasks serie 300:

- **Environmental Stress Screening (ESS) (Task 301).**

Sottoponendo gli items a condizioni di prova che simulino le condizioni di servizio, si potranno identificare le criticità e deficienze di progetto che potrebbero evidenziarsi quando sottoposto a condizioni ambientali estreme. Si sottoporranno gli items anche a sollecitazioni ambientali applicando variazioni di temperatura e vibrazioni che si realizzano in situazioni realistiche.

La MIL-STD 810D fornisce le linee guida su tali tests ambientali. MIL-STD 785B raccomanda che il 100% di ESS, sia eseguito sulle parti critiche. Il test non è distruttivo e

permetterà di identificare items deboli e i difetti di costruzione eliminando i guasti precoci.

- **Reliability Development/Growth Test Program (RD/GT) (Task 302).**

L' RDGT. è condotto con lo scopo di causare il guasto dell'equipaggiamento, all'opposto dell' E.S.S. in cui lo scopo è di verificare che l'equipaggiamento passi il test. RDGT permette di identificare in condizioni di prova reali, simulate od accelerate le deficienze di progetto ed i difetti.

Usando quindi la metodologia test-analyse-fix permette di incorporare tutte quelle azioni correttive che determinano la crescita di affidabilità (growth). In tal modo si aumenta la prontezza operativa dell'equipaggiamento alla sua entrata in servizio. Uno dei metodi di valutazione del Growth è il modello di Duane. Su un diagramma log(MTBF) (Mean Time Between Failure: Tempo medio fra le avarie, è il reciproco del tasso di guasto.

- **Reliability Qualification Test (RQT) Program (Task 303).**

RQT è utilizzato in sede di pre-produzione per provare che il progetto soddisfa i requisiti di prestazione richiesti dal cliente. Differisce dall'RDGT poiché è inteso confermi il soddisfacimento dei requisiti e non volto alla ricerca dei guasti ed inoltre perchè è in genere condotto da un'agenzia indipendente e non dal cliente.

- **Production Reliability Acceptance Test Program (PRAT) (Task 304).**

Dopo che la produzione è iniziata il PRAT viene condotto per dimostrare che i requisiti di affidabilità e prestazionali vengono mantenuti. Quantità e frequenza del testing devono essere stabiliti dal cliente.

1.1.2.2 Availability

La disponibilità non è una disciplina come le altre ma è una caratteristica del prodotto che si ottiene solamente con il raggiungimento di adeguati livelli di affidabilità, manutenibilità, testability e supportabilità (in termini di disponibilità di risorse logistiche quali ricambi, personale di manutenzione ecc.). Essa rappresenta la probabilità che l'equipaggiamento sia disponibile cioè utilizzabile e quindi non guasto o in manutenzione correttiva o preventiva o in attesa ricambi. Nel progetto delle "ilities" è indispensabile seguire la "*golden rule*" cioè se un item si guasta molto, dovrà essere testabile per identificare ed isolare il guasto facilmente e, manutenibile per essere facilmente sostituito o riparato; d'altra parte se un item ha un'alta affidabilità potrà presentare caratteristiche di testability o manutenibilità minori.

Spesso i requisiti di disponibilità vengono esplicitati come percentuale di difetti che devono essere rettificati entro un certo tempo. Esempio: 50% < 45 min.; 95% < 3 ore. ; 100% < 6 ore. Tali requisiti si raggiungono solo se l'equipaggiamento avrà un buon livello di affidabilità, manutenibilità e testability.

1.1.2.3 Maintainability

Scopo dell'attività di Manutenibilità (maintainability engineering) è quello di fornire input al progetto per realizzare un prodotto che sia facilmente supportabile cioè sia semplice identificare le avarie, richieda la minore manutenzione possibile (manodopera ed altre risorse logistiche per la sua esecuzione), presenti cioè il minore costo del ciclo di vita (life cycle cost). La combinazione della affidabilità e della manutenibilità (R & M) del prodotto si lega direttamente al tempo per il quale l'equipaggiamento è in grado di compiere la sua missione (disponibilità). E' per questo che le attività di affidabilità e di manutenibilità sono sempre fortemente integrate.

Possiamo definire la Manutenibilità come la probabilità che un item guasto possa essere riparato in un certo tempo con determinate risorse. Analogamente all'Affidabilità, per assicurare che l'equipaggiamento sia progettato in modo da raggiungere i desiderati livelli di manutenibilità, minimizzando le risorse logistiche necessarie occorre condurre un programma di manutenibilità, cioè un'insieme di attività organizzate. Tali attività (tasks) vengono dettagliate nella MIL-STD 470B.

Essa si compone di 3 sezioni:

- Tasks serie 100. Sono descritte le attività relative alla gestione del programma di manutenibilità. Costituiscono la pianificazione ed il controllo

del programma di manutenibilità. Simili a quelli di affidabilità, essi vengono condotti sempre insieme in modo di ridurne l'impegno necessario ed aumentare l'integrazione ed il coordinamento delle discipline.

- Tasks serie 200. Sono dettagliate le attività relative alla progettazione della manutenibilità ed alla sua analisi.
- Tasks serie 300. Sono riportate le attività relative alla valutazione della manutenibilità e prova.

Tasks serie 100

- **Maintainability Program Plan (Task 101).**

All'inizio del programma si stabilisce un piano che descrive l'equipaggiamento in oggetto, le attività che si condurranno, l'organizzazione, le interfacce, le problematiche previste. Tale piano viene concordato con il cliente e tenuto aggiornato durante lo sviluppo dell'equipaggiamento.

- **Monitor and Control of Subcontractors and Vendors (Task 102).**

I requisiti di manutenibilità vengono fatti ricadere sui fornitori in modo di assicurare il raggiungimento degli stessi per l'equipaggiamento completo.

- **Program Reviews (Task 103).**

Vengono tenuti dei reviews formali con il cliente durante i quali si esamina l'avanzamento del programma. R & M sono quasi sempre trattati insieme negli IDR, PDR, CDR. Analoghi reviews avvengono con i fornitori.

- **Data Collection, Analysis and Corrective Action System (Task 104).**

Questa attività definisce le modalità di raccolta dei dati che costituiranno il data base di manutenibilità. Essi potranno essere desunti dalle analisi in sede di progettazione, oppure durante le prove di sviluppo, dimostrazioni ad-hoc o dallo stesso impiego in servizio. I formati ed il metodo sono liberi ma le informazioni da raccogliere devono comprendere le azioni manutentive, il tempo richiesto, il personale necessario, l'adeguatezza delle attrezzature di supporto e test, i metodi di ricerca guasti.

Tasks serie 200

Maintainability Modeling (Task 201).

L'uso di modelli per determinare la manutenibilità di un item dell'equipaggiamento costituisce la base per predire la manutenzione che verrà effettuata sull'equipaggiamento completo. Con l'utilizzazione di un appropriato modello può essere sviluppata una

predizione iniziale per valutare in seguito gli effetti delle modifiche di progetto. Il modello di equipaggiamenti molto complessi quali un motore completo possono avere vari livelli di dettaglio (indenture level). Il processo di sviluppo di un accurato ed appropriato modello determina la validità delle predizioni risultanti. Un esempio di modello molto semplice per stabilire l'MTTR (Mean Time to Repair: è il tempo medio di manutenzione in un certo periodo. Inizialmente MTTR è sviluppato usando le predizioni; poi quando il progetto è completo viene raffinato misurando il tempo di manutenzione) di un equipaggiamento è: $MMTR = TP + TFI + TR + TA + TCO = \sum T C$, dove TP è il tempo medio di preparazione, TFI di fault isolation, TR di sostituzione o riparazione, TA di allineamento o regolazione, TCO di prova e $\sum T C$ è la sommatoria dei tempi medi dei componenti l'equipaggiamento.

Maintainability Allocations (Task 202).

Analogamente a quanto già detto per l'affidabilità le allocations forniranno gli obiettivi di manutenibilità per i vari livelli (indenture level) dell'equipaggiamento. E' necessario tener presente nello sviluppo delle allocations anche il concetto manutentivo previsto. Tali obiettivi possono essere espressi in termini di MTTR oppure molto spesso sono forniti come MMH/OH (Mean Man-Hours per Operatine Hour: è il rapporto fra le ore uomo di manutenzione e le ore di funzionamento. E' un valore utile nella comparazione di alternativa di progetto) oppure MMH/FH (Mean Man-Hours per Flight Hour; è il rapporto tra le ore uomo di manutenzione e le ore di volo).

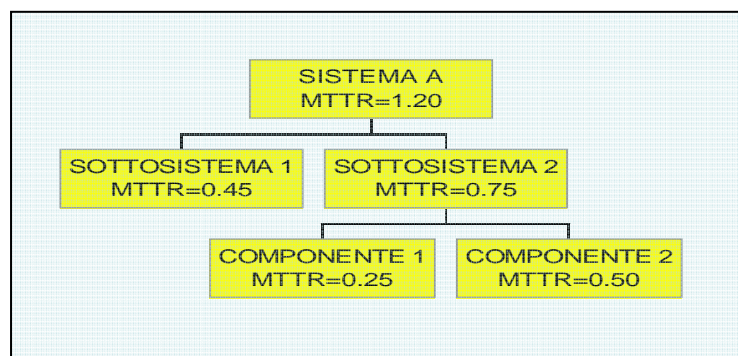


Fig 1.6 Schema Maintainability allocations

Maintainability Predictions (Task 203).

Scopo dell'attività è determinare mediante calcoli se l'equipaggiamento raggiungerà gli obiettivi di manutenibilità. Durante le fasi iniziali del progetto si utilizzeranno informazioni tratte dal concetto manutentivo ipotizzato, diagrammi a blocchi funzionali, identificazione degli items sostituibili e le predizioni di affidabilità. Le predizioni dei tempi di manutenzione si svilupperanno utilizzando dei tempi standard di

manutenzione (modelli). Con il progredire del progetto, la quantità e la qualità delle informazioni aumenta (data capture) e ciò permetterà di raffinare le predizioni.

- **Failure Modes, Effects, and Criticality Analysis (FMECA) Maintainability Information (Task 204).**

Le informazioni necessarie si riferiscono a riconoscere quando il guasto avviene e quali azioni intraprendere. FMECA costituisce l'input per la RCM e per l'analisi di manutenibilità (vedi Maintainability Analysis Task 205).

- *RCM, Reliability Centred Analysis.* Questa è un'attività di analisi che viene svolta in accordo con le MIL-STD 1843 e 2173 e che ha lo scopo di identificare gli eventuali task di manutenzione preventiva applicabili ed efficaci. E' un processo logico che partendo dalla FMECA permette di individuare i task di servicing, prove funzionali, ispezione, e sostituzione programmata idonei ad assicurare la richiesta affidabilità. Nei programmi civili si effettua un'analisi chiamata MSG3 (Maintenance Steering Group) che è del tutto analoga alla RCM.

- **Maintainability Analysis (Task 205).**

Questo è il task chiave di tutto il programma di manutenibilità. Il suo scopo è di valutare continuamente il raggiungimento degli obiettivi, valutare le alternative, fornire input ai piani di manutenzione, identificare le risorse logistiche necessarie. E' importante che l'analisi venga effettuata prima possibile per evitare i riciccoli di progetto.

- **Maintainability Design Criteria (Task 206).**

Scopo dell'attività è quello di esplicitare i criteri di progettazione della manutenibilità. Spesso i criteri vengono desunti dalle esperienze pregresse (lessons learned), dai requisiti di specifica, dai requisiti di Human Engineering che possono venire tratti a loro volta dalla MIL-STD 1472C.

- **Preparation of Inputs to the Detailed Maintenance Plan and Logistic Support Analysis (LSA) (Task 207).**

Gli outputs dell'attività di manutenibilità vengono usati da altre discipline, essenzialmente pianificazione della manutenzione e logistica. LSA è una attività che ha il compito, costituendo un unico database (LSAR) di identificare tutti i requisiti logistici in termine di risorse logistiche necessarie (personale, skill, attrezzature, infrastrutture ecc) partendo da quelle che sono le caratteristiche dell'equipaggiamento (affidabilità, manutenibilità, testability ecc.). LSA viene condotta, quando richiesta, in accordo alla MIL-STD 1388.

Tasks serie 300

- **Maintainability Demonstration (Task 301).**

Lo scopo è dimostrare fisicamente che l'equipaggiamento è in grado di essere mantenuto come previsto. E' generalmente un momento molto importante dello sviluppo, in quanto un fallimento in questo task comporta sicuramente delle modifiche all'equipaggiamento per renderlo idoneo all'utilizzo in servizio. L'attività vera e propria passa attraverso le fasi di pianificazione e poi di conduzione della dimostrazione stessa. Spesso la fase di pianificazione viene formalizzata con la preparazione di un Program Plan che viene concordato con il cliente. Esso riporta la locazione della dimostrazione, l'identificazione dell'equipaggiamento, l'individuazione delle attrezzature, la definizione delle modalità di dimostrazione e i criteri di soddisfacimento dei requisiti.

1.1.2.4 Safety

Per quanto buono sia il progetto di un equipaggiamento, se esso non può essere mantenuto in servizio in modo sicuro, non è accettabile. Obiettivo dell'attività di System Safety è di influenzare il progetto utilizzando un' analisi ed una valutazione sistematica per ottenere un prodotto *sicuro*.

Analogamente alle altre discipline RAMS anche per la Safety è necessario condurre un programma di System Safety per assicurare che gli aspetti di sicurezza siano rispettati. Guida alla conduzione di tale programma è la MIL-STD 882B System Safety Program Requirements. Anche in questo caso vi sono attività di pianificazione e controllo (Tasks serie 100) ed attività di progetto e valutazione (Tasks serie 200).

Task serie 100

- **System Safety Program Plan (SSPP) (task 101).**

L' SSPP prevederà tutte le attività di safety e le modalità di esecuzione.

- **Integration/Management of Subcontractors (Task 102).**

Analogamente alle altre discipline questa attività gestisce il coinvolgimento dei suppliers.

- **System Safety Program Reviews (Task 103).**

Attività analoga alle altre discipline.

- **System Safety Working Group (Task 104).**

Viene stabilito un gruppo di lavoro composto dal cliente e da rappresentanti dei maggiori fornitori che ha il compito di costituire un canale preferenziale per la risoluzione

immediata dei problemi di sicurezza che si identificano durante il processo di progetto e sviluppo di un equipaggiamento.

- **Hazard Tracking and Risk Resolution (Task 105).**

Scopo dell'attività è di costituire un metodo formale per la registrazione degli Hazard riscontrati e le azioni intraprese per la loro risoluzione. Esso costituisce un tool per la gestione di queste problematiche.

- **Test and Evaluation Safety (Task 106).**

La sicurezza non deve limitarsi al progetto in sé ma deve analizzare anche gli aspetti di testing legati allo sviluppo di un nuovo equipaggiamento.

- **System Safety Progress Summary (Task 107).**

Questo è un report periodico che il cliente normalmente richiede e che deve fornire l'avanzamento del programma di system safety.

- **Personnel Qualifications (Task 108).**

Questo task definisce la qualifica e l'esperienza che il personale coinvolto nelle attività di sicurezza deve possedere.

Tasks serie 200

- **Preliminary Hazard List (Task 201).**

Questo task prevede, nella fase iniziale di progetto, la preparazione di una lista di rischi potenziali preliminare. Essa costituirà la base per le successive analisi. Tali rischi possono essere desunti da progetti simili (lessons learned).

- **Preliminary Hazard Analysis (Task 202).**

Si condurrà un'analisi dei rischi identificati al task 201 determinando quindi il livello di hazard del progetto proposto. Ad ogni potenziale rischio viene assegnata una classificazione.

- **Subsystem Hazard Analysis (Task 203).**

Quest'analisi è applicabile a sistemi molto complessi (weapon system) in cui si vuole effettuare l'analisi di parti di questo. E' praticamente la continuazione dei tasks 201 & 202. Generalmente si effettuerà questo task tramite il task 102.

- **System Hazard Analysis (Task 204).**

Questa è l'analisi di safety che viene eseguita sul sistema completo. Il task precedente è invece eseguita su parti di esso. L'analisi viene effettuata valutando per ogni modo di guasto le sue implicazione sulla sicurezza valutando gli effetti, la loro severità e quindi la loro criticità. Base di tutta l'analisi è la Preliminary Hazard List e la FMECA. Spesso l'attività comprende una Fault Tree Analysis (FTA) che permette di

studiare la combinazione di più guasti. E' importantissimo che il flusso di informazioni tra progettisti, specialisti di sicurezza, cliente sia adeguato al fine di assicurare che tutti i problemi di sicurezza siano risolti nel migliore dei modi.

- **Operating and Support Hazard Analysis (Task 205).**

Lo scopo dell'attività è quello di identificare i rischi connessi con l'ambiente in cui opera il sistema, il personale, le procedure e gli equipaggiamenti di supporto.

- **Occupational Health Hazard Assessment (Task 206).**

Vengono individuati possibili rischi di salute per il personale che utilizza l'equipaggiamento o lo mantiene. La presenza di materiali e ambienti dannosi (vibrazioni, rumore, ecc.) vengono identificati. Il task è anche strettamente connesso allo human engineering.

- **Safety Verification (Task 207).**

La verifica è normalmente effettuata come parte del testing dell'equipaggiamento. Eventuali problemi vanno corretti con cambi al progetto, alle procedure o al controllo.

- **Training (Task 208).**

Il personale coinvolto con il progetto, sviluppo, testing e uso dell'equipaggiamento deve essere adeguatamente addestrato per ridurre i rischi. L'output di questa attività è usato dal personale del training per lo sviluppo di corsi adeguati.

- **Safety Assessment (Task 209).**

Una valutazione della sicurezza viene eseguita in prossimità della fine dello sviluppo per identificare eventuali punti deboli riguardo la sicurezza sia per quanto concerne il progetto che le procedure.

- **Safety Compliance Assessment (Task 210).**

Viene richiesto di condurre una valutazione di verifica del soddisfacimento alle norme militari, nazionali, industriali imposte contrattualmente o per legge. In alcuni casi, quando l'equipaggiamento presenti caratteristiche di basso rischio per quanto riguarda la sicurezza, questo potrebbe essere l'unico task applicabile.

- **Engineering Change Proposal (ECP) Review (Task 211).**

Scopo del task è prevedere la revisione di tutte le modifiche dal punto di vista della sicurezza prima della sottomissione all'autorità governativa per l'approvazione.

- **Software Hazard Analysis (Task 212).**

Il task prevede un'analisi di sicurezza per quanto riguarda il Software. Poiché molti sistemi utilizzano S/W's per il loro funzionamento è necessario che questi non generino rischi di sicurezza. Vengono effettuate analisi di fault trees, S/W sneak circuits ed altre.

- **GFE/GFP System Safety Analysis (Task 213).**

Spesso i sistemi maggiori (Weapon system) contengono parti di acquisizione governativa. Può essere richiesta un'analisi di sicurezza sull'integrazione dell'equipaggiamento progettato con tali parti.

1.2 Design Preliminare Aerodinamico

La fase di definizione di un modulo turbina di bassa pressione per motori aeronautici inizia dal design preliminare monodimensionale, multidisciplinare che rispetti i dati di input forniti dal motorista e può essere schematizzata attraverso il seguente flusso di progettazione.

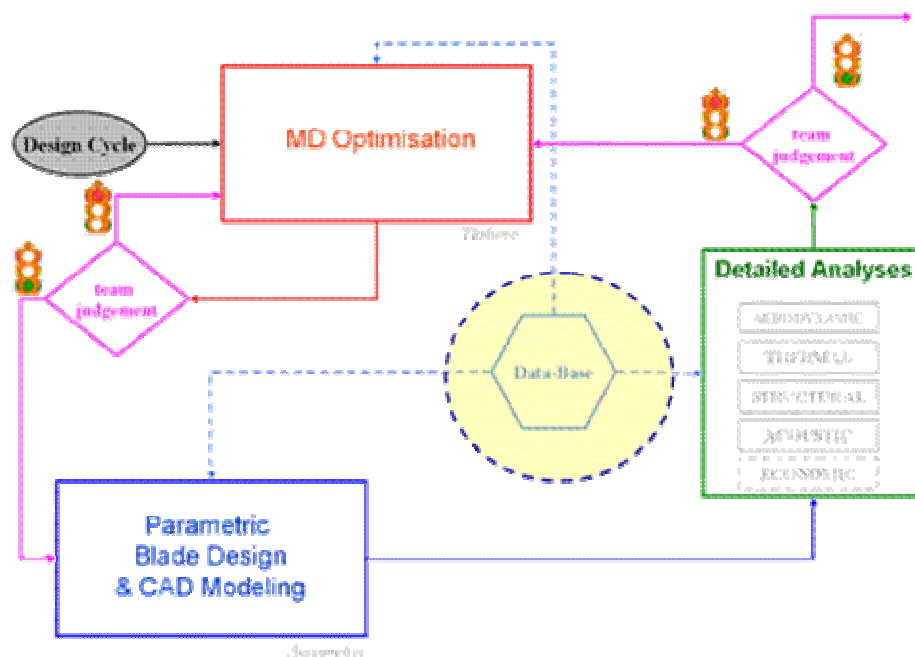


Fig. 1.7 Diagramma di flusso di progettazione aerodinamica

I dati di input disponibili in questa prima fase relativamente alla nuova turbina sono solitamente costituiti, come evidenziato nel diagramma di flusso, dal ciclo termodinamico relativamente alla condizione scelta come punto di design e dai vincoli progettuali quali ad esempio gli ingombri geometrici. Utili in questa prima fase, ma che saranno presenti e faranno da riferimento e supporto in tutte le fasi della progettazione sono i dati contenuto nel database aziendale.

I dati rilevabili dal ciclo termodinamico sono: pressione totale, temperatura totale, angolo di flusso e portata, all'ingresso della turbina; pressione totale o statica all'uscita della turbina, potenza richiesta, proprietà del gas, temperatura, pressione e portata dell'aria di raffreddamento ed infine l'efficienza che può essere imposta, ed in tal caso rappresenta un obiettivo non modificabile, oppure assumere un valore iniziale derivato dall'esperienza aziendale che potrà cambiare nel corso dell'iter progettuale a seguito delle scelte effettuate.

Un' importanza rilevante sull'efficienza della turbina e di conseguenza su quella dell'intero motore è da attribuire al sistema secondario di raffreddamento.

Questo impatta sull'efficienza della turbina in due modi:

1) L'aria fredda viene spillata dal compressore e quindi non farà lavoro all'interno della turbina.

2) L'aria fredda rientrerà nel flowpath disturbandone l'aerodinamica.

In questa prima fase, tipicamente, viene fatta un'analisi monodimensionale per caratterizzare il sistema secondario di raffreddamento, in particolar modo per stimare in primis quant'è l'aria complessiva che deve essere spillata dal compressore, e poi per capire le caratteristiche fluide dei flussi che andranno a disturbare il flowpath.

Questa è un'analisi di sistema e gli input necessari sono i parametri ciclo di turbina e compressore, le caratteristiche del flowpath e deve essere deciso un primo layout geometrico della turbina; in particolar modo alcune caratteristiche geometriche che impattano sulla capacità delle tenute sia al tip delle pale che alle interstage seals.

Per minimizzare le perdite di efficienza è necessario che le tenute lavorino nel miglior modo possibile quindi con clearances (spazio tra honeycomb e tip dente delle pale con turbina LPT in funzionamento) più piccole possibili.

L'importanza delle clearances sull'efficienza della turbina è dimostrata dalla presenza sovente su motori commerciali di sistemi di controllo delle stesse; il loro fine è quello di ottimizzare le tenute minimizzando le clearances nei punti operativi più importanti come il cruise.

I primi requisiti ad essere soddisfatti in un design preliminare sono quelli aerodinamici, la turbina deve fornire la potenza e il rendimento richiesti alla velocità di rotazione stabilita e smaltire la portata desiderata.

I singoli stadi devono essere correttamente adattati in modo che il modulo completo sia correttamente inseribile nel motore.

L'output dell'analisi fluidodinamica derivante da questa prima fase di progetto sarà composto da :

- flow path con tutti i corner points
- numero di stadi e carichi associati
- numero di pale costituenti tutte le schiere
- corde assiali
- triangoli di velocità al raggio medio
- rapporti di espansione ed efficienza di stadio

E' fondamentale che, in questa prima fase di concept design l'analisi sia multidisciplinare. All'inizio della progettazione abbiamo tanti gradi di libertà, siamo quindi in grado di valutare le varie scelte progettuali, senza aver grosse conseguenze sui tempi impiegati e i costi sostenuti per le varie configurazioni alternative, quello che si deve evitare è lo studio di una singola soluzione che rispetti ottimamente i criteri aerodinamici, ma che nelle fasi successive potrebbe aver bisogno di modifiche nate da considerazioni strutturali, termiche, acustiche, con dispendio questa volta di tempo e denaro.

Ad oggi in Avio lo studio preliminare di fattibilità viene svolto impiegando un codice sviluppato dall'Ente Ricerca e Sviluppo in Visual Basic for Application, "Tùrbine".

Il codice lavora a geometria fissata, noto il flow path, fissate le condizioni a contorno con l'uso delle equazioni di continuità, energia e quantità di moto risolve il flusso monodimensionale sulla linea media del flow path in determinati punti che sono Leading Edge (LE) e Trailing Edge (TE) delle pale e a metà dei gap fra pala e pala.

Nella figura 1.8 è riportata l'interfaccia del turbine dove possiamo distinguere i dati ciclo, i dati geometrici di ingombro della turbina, i dati geometrici per la definizione del flow path, le deflessioni delle pale, i numeri di zweifel e i Δh di stadio.

CYCLE					
Inlet Mass Flow	\dot{m}	39.35	97.50	34.00	[kg/s]
Inlet Total Pressure	P_0	323.84	812.40	246.80	[hPa]
Inlet Total Temperature	T_0	1144.30	1224.60	801.70	[K]
Inlet swirl Angle	α_0	20.00	20.00	20.00	[deg]
Outlet Swirl Angle	α_{out}	-25.00	-25.00	-25.00	[deg]
Outlet Total Pressure	P_{out}	44.56	132.70	103.74	[hPa]
Rotational Speed	n	2020	2000	1094	[rpm]
Turbine T.T. Efficiency	η	89.68%	89.61%	70.61%	[-]
Specific Heat Ratio	γ	1.34	1.34	1.34	[-]
Gas Constant	R	287.30	287.30	287.30	[J/KgK]

Delta enthalpy				
1 st stage	$\Delta H1\%$	9.52%	[-]	0.50%
2 nd stage	$\Delta H2\%$	13.48%	[-]	1.13%
3 rd stage	$\Delta H3\%$	14.32%	[-]	-0.79%
4 th stage	$\Delta H4\%$	16.22%	[-]	-0.70%
5 th stage	$\Delta H5\%$	16.62%	[-]	-1.00%
6 th stage	$\Delta H6\%$	17.29%	[-]	-0.09%
7 th stage	$\Delta H7\%$	12.52%	[-]	

Design PARAMETERS			
Duct % length	Duct%	15.00%	[-]
Endwall PART	EW1	24.66%	[-]
Endwall PART H	EW1H	128.18%	[-]
Endwall PART	EW2	43.52%	[-]
Endwall PART H	EW2H	136.54%	[-]
Endwall MEAN CONTR	EW3	47.96%	[-]
Flow gaps	Gaps%	28.00%	[-]
Tapering Value	Tap%	16.00%	[-]
Stage number	Stg	7	[-]
Contraction X%	EW3%	48.66%	[-]
Inlet tg		10.00	[deg]
Outlet tg		0.49	[deg]

Stages Exit Absolute Angles				
1 st stage	α_1	-39.60	[deg]	-13.60
2 nd stage	α_2	-47.42	[deg]	-22.42
3 rd stage	α_3	-48.28	[deg]	-15.28
4 th stage	α_4	-47.66	[deg]	-22.66
5 th stage	α_5	-47.01	[deg]	-22.01
6 th stage	α_6	-42.83	[deg]	-17.83

Stages Zweifel Numbers				
1 st stage	zwe	1.07	blade	1.26
2 nd stage	zwe	1.16	blade	1.20
3 rd stage	zwe	1.15	blade	1.13
4 th stage	zwe	1.07	blade	1.03
5 th stage	zwe	1.08	blade	0.99
6 th stage	zwe	1.01	blade	1.05
7 th stage	zwe	1.15	blade	1.15

Main DATA			
Inlet Hub Radius	$R_{in, hub}$	0.375	[m]
Inlet Tip Radius	$R_{in, tip}$	0.448	[m]
Outlet Hub Radius	$R_{out, hub}$	0.665	[m]
Outlet Tip Radius	$R_{out, tip}$	0.960	[m]
Turbine Length	L	0.800	[m]

Fig. 1.8 Interfaccia di Tùrbine

Nonostante il codice sia per la sua quasi totalità automatizzato è da rilevare la necessità e l'importanza del giudizio umano per verificare che ciò che è stato scelto automaticamente sia effettivamente corretto, può capitare che il software risolva una soluzione corretta numericamente, ma non fisicamente.

Risolvendo il flusso il codice ci fornisce una prima configurazione di partenza sulla quale poi andrà a soddisfare i requisiti di massima efficienza, minimo peso, minimo numero di pale, minimo rumore, deflessioni inferiori a 115° ecc.. ottenendo la soluzione ottima dal punto di vista del buon compromesso di tutti gli obiettivi che gli sono stati imposti dal progettista, mediante l'utilizzo di algoritmi genetici.

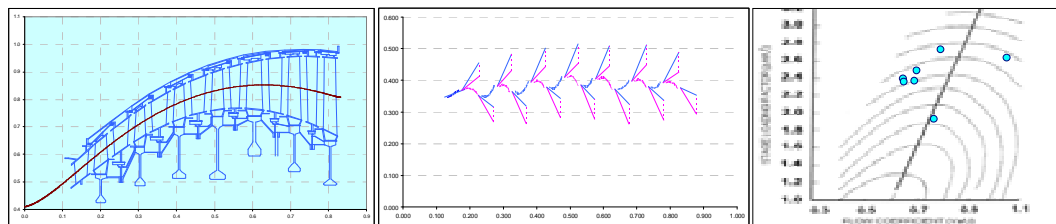


Fig 1.9 Cross section triangoli di velocità e diagramma di Smith, output del tool

Una volta ottimizzata a livello multidisciplinare la configurazione monodimensionale, passiamo alla generazione parametrica delle pale tridimensionali, che Avio gestisce con un codice (Aerometric) anch'esso come Tùrbine, sviluppato all'interno del Dipartimento di Ricerca e Sviluppo e scritto in Visual Basic for Application. Tale codice fornisce i dati da passare al CAD.

Lo sviluppo del design prosegue con dettagliate analisi aerodinamiche, e una volta ottenuta una buona soluzione aerodinamica, si passa ad analisi termiche strutturali e acustiche cioè ciò che è CFD, CAE, CAA o altro.

Prima di completare il progetto c'è ancora il giudizio del Team, e fulcro di tutto, come ben evidenziato nella fig.1.7 c'è il database, collegato a qualunque fase della progettazione.

Nel multidisciplinary design per esempio il database è collegato tramite regressioni che intervengono sulle perdite, l'Aerometric per la tridimensionalizzazione delle pale si basa al 50% sui dati che sono stati estratti dal database, e poi può sempre essere utile confrontare i risultati della nuova configurazione, per esempio per le scelte dei materiali piuttosto che su parametri aerodinamici, con i dati relativi a vecchi motori.

Nel database di Avio ci sono più di 35 moduli turbina, oltre 400 profili appartenenti a moduli di varie dimensioni. Su ognuno di questi profili sono state effettuate analisi aerodinamiche e non solo, quindi è possibile estrarre design criteria utili per lo studio di una nuova turbina.

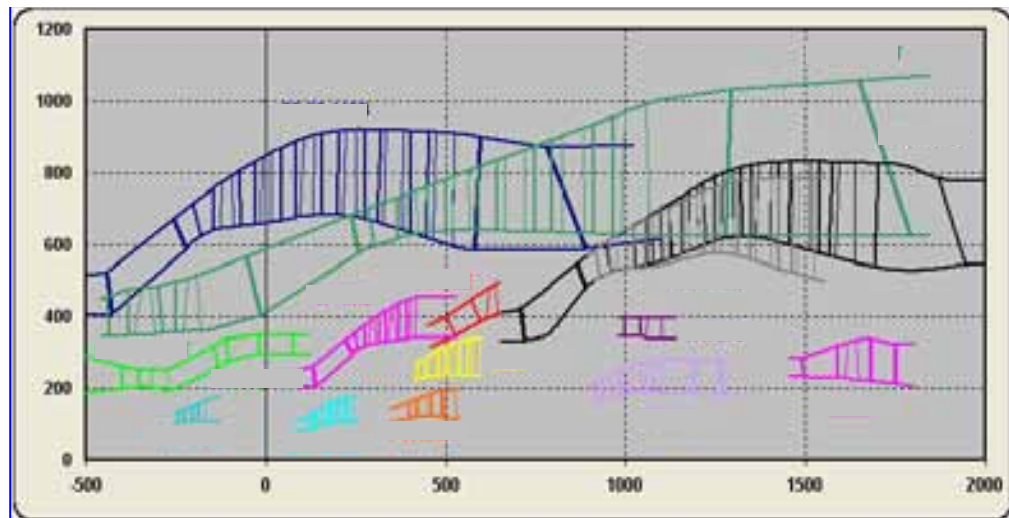


Fig. 1.10 Rappresentazione delle turbine presenti nel database Avio, su un asse delle ordinate fittizio per rappresentarle tutte.

Nel Database inoltre possiamo trovare di tutti i profili tutte le analisi di dettaglio CFD, quindi possiamo vedere flussi secondari lungo lo span, e tutte le grandezze aerodinamiche spanwise, angolo di ingresso, angolo di uscita, pressione, mach, temperature, che possono essere utili come confronto con i dati ottenuti sulle nuove pale. Altri dati molto importanti che troviamo sempre sul database sono i risultati di prove sperimentali, dati meccanici dei componenti quali ad esempio peso e materiale di ogni sottocomponente.

Quindi riassumendo il Database è molto importante perché possiamo estrarre dati mancanti, possiamo estrarre design criteria e inoltre possiamo confrontare le pale della turbina in sviluppo con quelle già esistenti.

1.2.1 Parametri fondamentali da tenere sotto controllo durante il design preliminare di una turbina aeronautica

1.2.1.1 Coefficiente di carico (ψ) e Coefficiente di Portata (ϕ).

Questi due parametri possono essere controllati attraverso il diagramma di Smith, il quale riporta in ordinata il coefficiente di carico (ψ) e in ascissa quello di flusso (ϕ).

Sul diagramma di Smith sono inoltre riportate linee a Flow Turning costante, che aumenta all'aumentare dell'ordinata, linee a stessa efficienza, che diminuisce al crescere dell'ordinata, e una linea di ottimo che rappresenta il miglior compromesso fra perdite di attrito, proporzionali al coefficiente di flusso e perdite secondarie, proporzionali al coefficiente di carico.

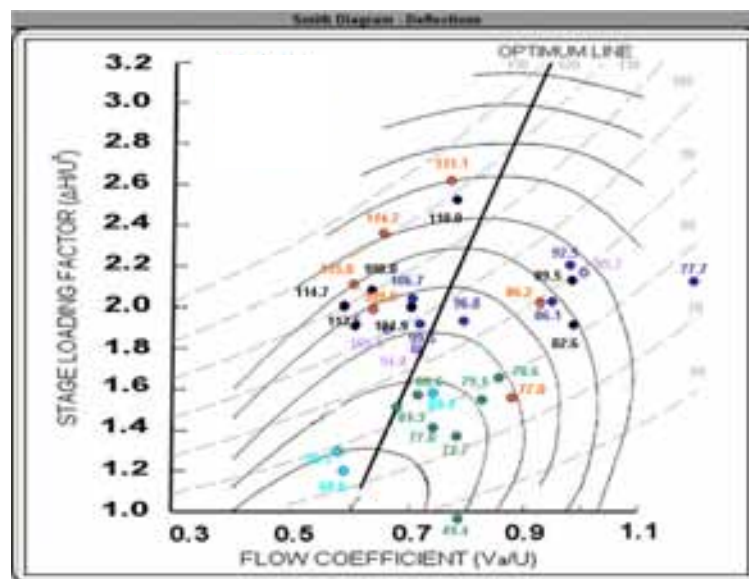


Fig 1.11 diagramma di Smith

Già dal posizionamento della turbina sul diagramma di Smith possiamo sapere la deflessione delle pale, un valore di massima per l'efficienza e soprattutto vedere se tutti i rotori lavorano nelle stesse condizioni, sono posizionati tutti nello stesso intorno, e quindi possono garantire mediamente le stesse performance o se uno o più di essi si trova a lavorare in condizioni più sfavorevoli degli altri.

Per fare un esempio non sarebbe produttivo mettere un rotore con un coefficiente di carico 3 e uno con coefficiente di carico pari a 1, perché mentre il rotore a coefficiente di carico pari a 1 ha un'efficienza del 94% quello con $\psi = 3$ ha un'efficienza di 89% quindi in media abbiamo un'efficienza pari al 92%, invece se li mettessi entrambi a lavorare a

coefficiente di carico uguale a 2 avremmo come si vede dal digramma un'efficienza media di 93%.

1.2.1.2. Grado di Reazione

Il grado di reazione di una turbomacchina è un parametro adimensionale che valuta l'effetto di reazione e cioè la variazione di pressione che si ha attraverso il rotore della turbomacchina. Si definisce il grado di reazione di una turbomacchina come il rapporto tra il lavoro scambiato nel rotore ed il lavoro totale (il lavoro scambiato nel gruppo rotore-statore) o, il che è lo stesso, la variazione di entalpia statica nel rotore e la variazione di entalpia totale nello stadio:

$$R = \frac{L_{\text{rotore}}}{L_{\text{totale}}} = \frac{L_{\text{rotore}}}{L_{\text{rotore}} + L_{\text{statore}}} = \frac{h_2 - h_1}{h_{02} - h_{01}}$$

dove il lavoro nello statore ha segno opposto a quello nel rotore in quanto in questo caso è il fluido che compie lavoro, non la turbomacchina.

Si potranno perciò avere i seguenti casi:

$R = 0$ **macchina ad azione** (o impulso), nel rotore non vi è variazione di pressione statica.

$0 < R < 1$ **macchina a reazione**, la variazione di pressione statica avviene sia nel rotore sia nello statore.

$R = 1$ **macchina a reazione pura**, nello statore non vi è variazione di pressione statica, ma solo una variazione della direzione del flusso.

Solitamente le turbine aeronautiche sono disegnate con un grado di reazione compreso fra 0.4 e 0.5.

1.2.1.3. Scelta del numero di Stadi

Un diagramma utile per la scelta del numero di stadi potrebbe essere quello di fig 1.12, che riporta il valore dell'efficienza massima ottenibile in funzione del Design BPR (bypass Ratio: rapporto fra l'aria che dopo il fan passa all'esterno del cuore del motore su quella che attraversa compressore, combustine e turbina), al variare del numero di stadi.

In pratica una volta noto il design BPR e il DH totale della turbina possiamo scegliere il numero di stadi che ci darà la massima efficienza, oppure in un design multidisciplinare il miglior compromesso fra efficienza costi e peso.

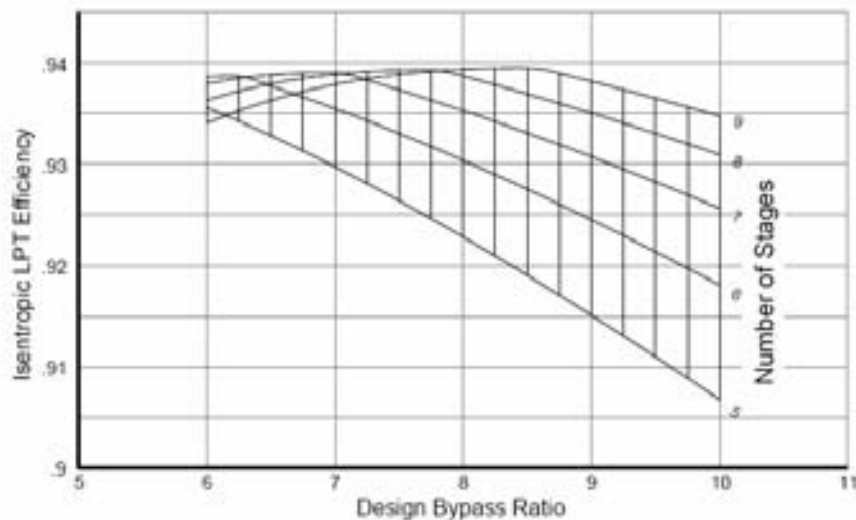


Fig 1.12 DBPR-al variare del numero di stadi

Per esempio se abbiamo un BPR uguale a 8 l'ottimo in termini di efficienza si avrebbe con 9 stadi però una situazione accettabile potrebbe essere 7 perché avere solo 7 stadi invece di 9 porta un risparmio di costi e di peso e allo stesso tempo si vede dal grafico che come efficienza perderemmo solo mezzo punto, invece mettendo ad esempio 5 stadi invece di 7 perderemmo 1,5 punti e potrebbe diventare un design critico.

Un criterio di massima per la scelta ottimale del numero di stadi potrebbe essere quello per cui il numero di stadi è pari a $DBPR - 1$, criterio da usare nel range 5-10 di BPR, 10 di BPR è attualmente il limite tecnologico delle DDTF, se volessimo aumentare il BPR il numero di stadi aumenterebbe molto.

Quindi già con il solo valore di BPR e numero di stadi si può avere una stima dell'efficienza.

La scelta del numero di stadi, il compresso peso/efficienza sono tutti criteri che dipendono strettamente dal tipo di applicazione della turbina che vogliamo progettare.

A tal proposito un grafico molto interessante è riportato in fig. 1.12 dove vediamo la collocazione delle turbine in base al loro impiego. Una turbina di potenza che resta a terra (situata a destra del grafico), avrà come unico obiettivo quello di avere alte efficienze, possiamo metterci il numero di stadi che vogliamo e farla pesare anche molto, a differenza di una turbina per piccoli motori turbojet per uso privato, dove i requisiti richiesti sono bassi pesi e alte potenze, mentre l'efficienza può essere bassa. Nella parte centrale ci stanno tutti i motori per applicazioni aeronautiche, troveremo più a destra quelli più grandi e più a sinistra quelli più piccoli.

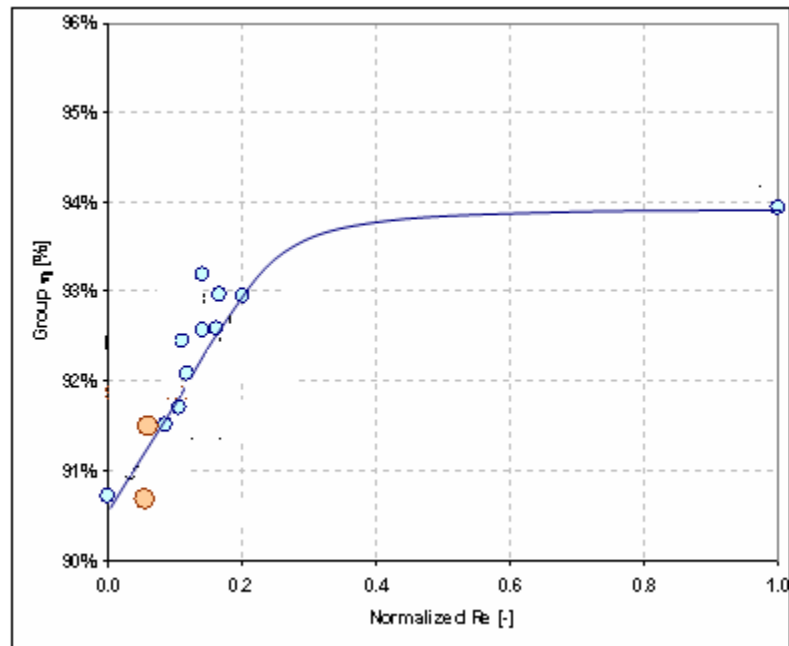


Fig 1.13 eta-Re

1.2.1.4. Scelta del numero di pale per schiera statore e schiera Rotore.

Per la scelta del numero di Pale di statori e rotori ci riferiamo alla teoria di Zweifel.

La fig. 1.13 mostra la distribuzione ottimale (in verde) e reale (in nero) di carico su un profilo aerodinamico.

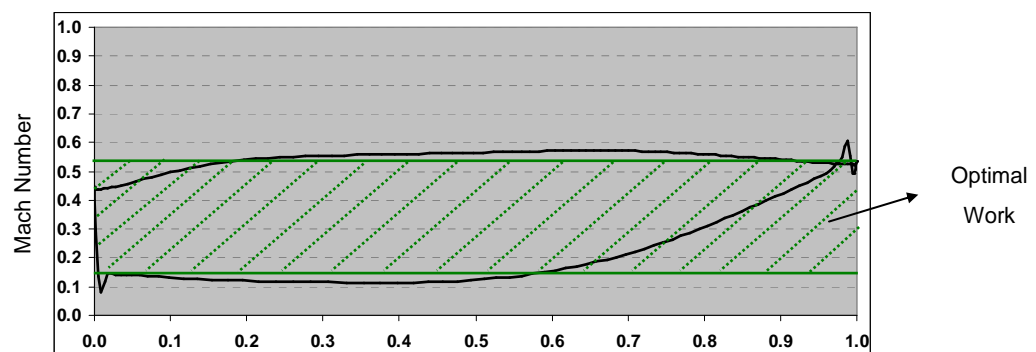


Fig. 1.14 Distribuzione di carico su un profilo aerodinamico

Zweifel aveva definito come carico ottimale quello rettangolare ossia dove l'accelerazione sulla suction side avviene repentinamente al Leading edge per poi mantenersi costante fino al trailing edge. Sulla Pressure side invece resta sempre alla pressione minima per poi accelerare tutto sul TE.

Il profilo che genera una tale distribuzione di pressione dal punto di vista aerodinamico è un ottimo profilo, non ha mai diffusione, non ha mai aumento di perdite secondarie, non ha mai Mach maggiori di quello in gola e quindi non avrà mai un coefficiente di attrito superiore a quello in gola, sfrutta tutta l'aria bagnata, sulla PS ha sempre velocità minima, quindi minimo attrito.

Purtroppo il profilo che genera una tale distribuzione di pressione è impossibile da disegnare quindi sulla base di questa teoria quello che cerchiamo di fare è sfruttare il più possibile l'aria di P.S. cercando di sfruttare al massimo la zona posteriore del profilo che essendo a bassissimi mach ha bassissime perdite.

Su testi di qualche anno fa veniva riportato che lo Z_w dello statore doveva essere 0.8 e quello del rotore 1. Questo concetto oramai è superato perché non si parlava di Z_w come rapporto di integrali, cioè con riferimento alla fig 1.13 come rapporto fra l'aria verde e quella nera, ma di correlazioni approssimate, e il fatto di avere Z_w più alti sul rotore che sullo statore derivava dal fatto che le relazioni scelte insieme ai gradi di Reazione facevano sopravvalutare lo Z_w sui rotori.

Lo Z_w ottimale non può essere un valore fisso per statori e rotori in quanto è funzione dell'angolo di uscita, del grado di reazione, dell'angolo di ingresso, del numero di Reynolds e dell'aspect ratio.

I due grafici di figura 1.14 ci mostrano come la solidità ideale sia funzione dell'angolo di ingresso e dell'angolo di uscita.

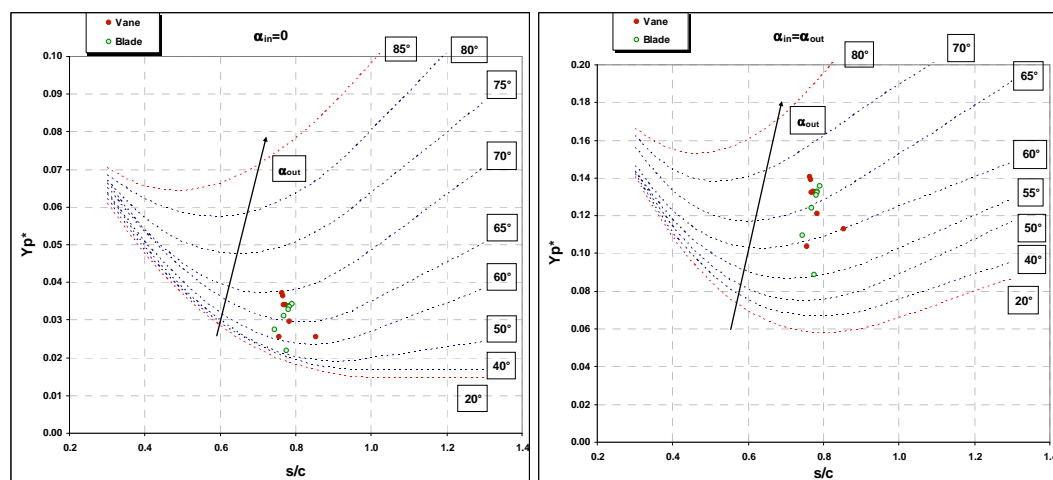


Fig 1.15 Solidità in funzione dell'angolo di ingresso e di uscita

Nel grafico di sinistra le curve sono per angolo di ingresso uguale a 0, in quello di destra invece l'angolo di ingresso è uguale all'angolo di uscita ovvero, grado di reazione

nullo, massime perdite, poche accelerazioni. Si vede che se ho angoli di uscita alti devo avere solidità minori per non avere perdite troppo alte.

1.2.1.5 Traferri tra le schiere

La distanza tra le schiere è un parametro molto importante sia sul rendimento turbina che sul comportamento vibrazionale delle pale.

Il suo valore può essere scelto sia in base alle evidenze sperimentali fornite da macchine simili sia utilizzando criteri empirici. Come valore di primo tentativo si può considerare un valore minimo compreso tra il 20% e il 30% della corda assiale della schiera di monte.

1.2.1.6 Uscita Statore e Rotore LPT

L'aria di uscita dello statore deve essere tale da limitare l'angolo di uscita flusso assoluto: $\alpha < 75^\circ$ e il $Mach_{abs} < 0.9$.

Per quanto riguarda il rotore si richiede che $\alpha < 25^\circ$ e il $Mach_{abs} < 0.4$.

Il valore di alfa nel caso non sia prevista una schiera raddrizzatrice si riduce ad $\alpha < 15^\circ$.

Capitolo 2

Progetto Vital confronto fra architettura tradizionale, controrotante e LPT ad alta velocità con scatola di riduzione.

2.1 Introduzione.

Lo sviluppo dell'industria aeronautica europea si è rivelato fondamentale per la crescita dell'intera economia europea. Le aziende di trasporto aereo, insieme con le industrie manifatturiere per l'aeronautica contribuiscono per il 2.6% annuo al prodotto interno lordo europeo (circa 500 miliardi di euro). Nonostante il recente rallentamento della crescita del mercato mondiale, la domanda di trasporto aereo cresce del 5% ogni anno, fino a picchi del 9% in paesi in forte via di sviluppo come la Cina.

Uno studio commissionato dalla Boeing [2] ha messo in evidenza quali saranno le crescite potenziali nell'aviazione civile nei prossimi 20 anni (2009-2028). La forte globalizzazione, il miglioramento generalizzato delle condizioni economiche, associato ad un miglioramento dei servizi aerei diretti ed un ridimensionamento dei costi legato sia alla forte concorrenza che alla crescita delle compagnie "Low Cost", permetteranno di superare ben presto i 35 milioni di passeggeri trasportati annualmente (dati EUROCONTROL - The European Organisation for the Safety of Air Navigation) [3]. Tale crescita richiederà di aumentare la flotta operativa da 18000 a circa 36000 velivoli. Ma solo il 20% di questi nel 2028 sarà in servizio: ciò significa che nei prossimi vent'anni

saranno assorbiti più di 29000 nuovi velivoli [2], di cui il 75% è relativo ad aerei medio/grandi (singolo o doppio corridoio). Il valore complessivo del mercato è stimato in 3220 miliardi di \$ concentrati nelle aree del Nord America, Asia-Pacifico ed Europa.

Airplanes in service 2008 and 2028			Demand by size 2009 to 2028		
Size	2008	2028	Size	New airplanes	Value (\$B)
Large	870	1,070	Large	740	220
Twin aisle	3,510	6,080	Twin aisle	6,700	1,510
Single aisle	11,360	24,230	Single aisle	19,460	1,420
Regional jets	3,060	2,220	Regional jets	2,100	70
Total	18,800	35,600	Total	29,000	3,220
Current Market Outlook 2009-2028					

Fig. 2.1 - Crescita del numero di aerei e del mercato nei prossimi 20 anni.

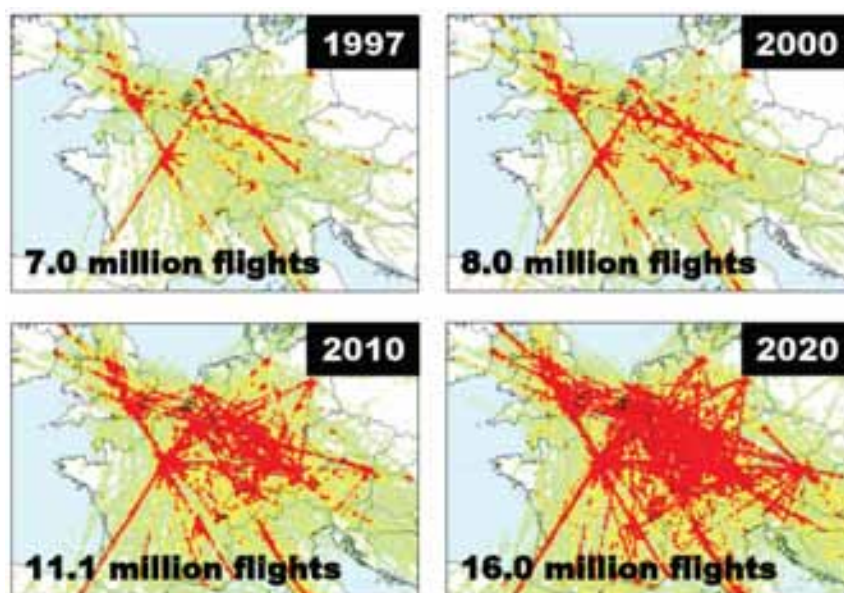


Fig. 2.2 - Incremento previsto per il traffico Aereo in Europa fino al 2020 [3].

In questo quadro di sviluppo, la comunità internazionale sta richiedendo al mondo aeronautico un forte sforzo per migliorare il proprio impatto sulla società.

Nasce così la "European Research Area" (ERA) [4], che ha l'obiettivo di sviluppare una politica di crescita comunitaria, il che vuol dire integrare fondi e conoscenze di tutti gli stati europei. Grazie a questo organismo l'Europa è in grado di provvedere da sola alle risorse necessarie al pieno sviluppo del suo potenziale di ricerca, puntando così a diventare ciò che durante il Lisbon Europe Summit del 2000 era stato definito "the world's most competitive and dynamic knowledge-based economy".

Su queste basi, nel 2000, il Commissario per la ricerca Philippe Busquin prese il settore aeronautico a modello per la neonata ERA e, mettendo insieme diverse personalità del settore aeronautico, creò il "Group of Aeronautical Personalities". Il risultato di quest'operazione fu un report, chiamato "Vision2020" (Gennaio 2001) [5].

"Aeronautics must satisfy constantly rising demands for lower travel costs, better service quality, the very highest safety and environmental standards and an air transport system that is seamlessly integrated with other transport networks" [5]

I punti fondamentali di tale progetto sono il venire incontro alle necessità delle aziende per quanto riguarda trasporto, comfort, tariffe, sicurezza, impatto ambientale; e garantire la leadership europea nel mercato globale. Il gruppo ha pertanto segnalato la necessità della creazione di un ente preposto all'indirizzamento della strada da percorrere per raggiungere l'obiettivo del Vision2020: nasce così lo "Advisory Council for Aeronautics Research in Europe" (A.C.A.R.E.) che ha definito pertanto degli obiettivi per il 2020, prendendo come punto di partenza lo stato dell'arte all'anno 2000. Tali obiettivi sono:

- riduzione dell' 80% delle emissioni di NO_x;
- diminuzione del livello del rumore percepito;
- diminuzione del 20% degli incidenti;
- sistema di traffico aereo in grado di gestire 16 milioni di voli all'anno;
- riduzione del 50% delle emissioni di CO₂ per passeggero all'anno;
- ritardo massimo sulla tabella oraria di 15 minuti per il 99% dei voli.

Questa tabella di marcia (SRA – Strategic Research Agenda), aggiornata in seguito nel 2005, fornisce dunque le direttive e gli obiettivi per i programmi di ricerca aeronautici all'interno dello "EU's Sixth Research Framework Programme" (FP6). La ricerca aeronautica nei Framework Programme (FP) parte, in fase sperimentale, nel 1989. Dal

1990 in poi l'Unione Europea ha supportato circa 350 progetti di ricerca, per un valore complessivo di circa 4 miliardi di Euro, dei quali la metà finanziata da enti privati.

Dal punto di vista del motorista, le richieste che maggiormente impattano sulla progettazione sono:

- **Abbattimento degli ossidi di azoto:**

L'ossido di azoto è prodotto durante la combustione e legato principalmente alle alte temperature a cui avviene la combustione stessa.

Può essere ridotto principalmente lavorando sulla gestione di nuove tecniche per il sistema combustivo del motore (fig. 2.3).

Le tecnologie **Low NOx** [6], in fase di sviluppo presso tutti i costruttori aeronautici, hanno come fine ultimo quello di bruciare il combustibile a temperature decisamente inferiori a quelle necessarie per miscela stechiometrica.

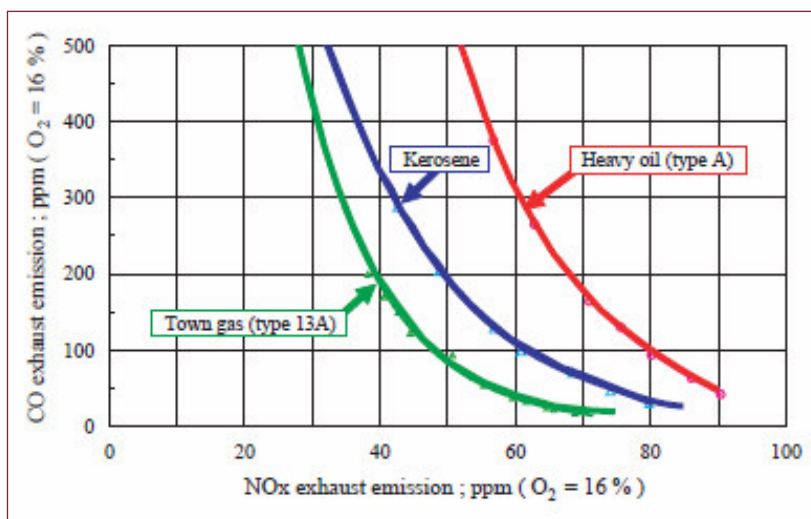


Fig. 2.3 - Emissioni di un combustore per turbogas [6]

Un modo per ottenere questo effetto è quello di avere un ottimo livello di premiscelamento di combustibile e comburente. Questa tecnologia richiede però l'utilizzo di molta aria nel sistema di iniezione, aria che non può essere spillata se non da fonti del motore stesso, ovvero dai sistemi di raffreddamento sia del tubo di fiamma del combustore che del componente turbina. In altre parole per ottenere questo obiettivo, è necessario, da un lato, migliorare i sistemi di raffreddamento aumentandone l'efficienza, dall'altro incrementare le caratteristiche di resistenza dei materiali alle alte temperature (leghe monocristalline, compositi ceramici...).

Entrambi i filoni di ricerca sono ad oggi considerati strategici dall'industria.

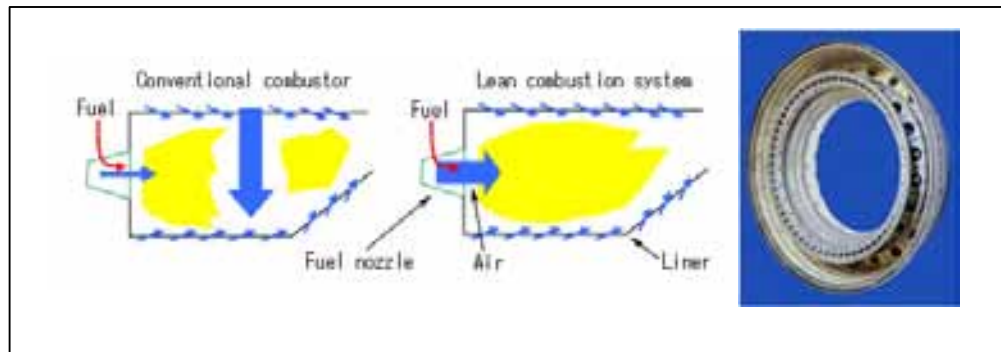


Figura 2.4 - Esempio di passaggio a combustore Low NOx e componente reale (Jaxa, SN)

- **Diminuzione dell'anidride carbonica**

La formazione della CO_2 è inevitabile durante la combustione e la sua riduzione può essere esclusivamente legata ad una diminuzione del consumo specifico (SFC). Consumare meno significa avere motori più efficienti da un punto di vista sia termodinamico che meccanico a parità di prestazioni fornite. La ricerca di una maggiore efficienza passa attraverso due strade:

1. l'ottimizzazione delle architetture attuali.
2. lo sviluppo di nuovi "concept" architetture del motore

La prima, ha l'obiettivo di ottimizzare i singoli moduli/componenti su architetture di motore note. Come già accennato, per aumentare l'efficienza di un motore occorre agire su diversi aspetti, ma margini ancora significativi possono essere erosi ormai solo su:

- efficienza di turbina, mediante l'introduzione di profili aerodinamici più efficienti (es. concetti di High Stage Loading e High Lift), il controllo delle "tip clearance" e delle tenute in generale
- riduzione del peso dei vari moduli; per la turbina ad esempio andando a ridurre al minimo necessario lo spessore dei profili palari senza pregiudicarne le prestazioni.
- riduzione dell'aria spillata al compressore ed utilizzata per raffreddare i componenti, in particolare delle turbine, andando a migliorare l'estrazione del calore all'interno delle pale e, in parallelo, aumentare la temperatura ammissibile dei materiali attraverso nuove leghe e/o compositi ceramici.

La seconda invece, parte del tentativo di migliorare i cicli termodinamici del motore proponendo soluzioni nuove dal punto di vista dell'architettura motore.

Le configurazioni innovative si allontanano dal classico direct driven turbo fan in cui la turbina di bassa pressione si trova, mediante l'albero rotante, direttamente collegata all'unico fan in ingresso motore. Questa condizione impone vincoli sui due

moduli (turbina e fan) che ne condizionano pesantemente le singole prestazioni. Due sembrano essere le principali soluzioni al problema:

1. soluzione GTF che consiste nell'introduzione di un riduttore tra la turbina e il fan, il che permetterebbe di mantenere fan di grandi dimensioni quindi elevati rapporti di by pass senza condizionare pesantemente la velocità massima di rotazione della turbina di bassa pressione rendendo quindi disponibili design del modulo turbina molto compatti e ad alte prestazioni.
2. soluzione CRT che prevede il ricorso a due fan controrotanti a basse velocità di rotazione e alti rapporti di by pass. Il modulo turbina è costituito dalle sole palettature rotanti collegate alternativamente all'uno o all'altro fan in modo da avere comunque alte velocità di rotazione relative tra le schiere, eliminando gli elementi passivi del modulo.

Per entrambe le soluzioni l'utilizzo di fan con diametri molto grandi per by pass ratio sempre più alti ha portato a considerare le soluzioni "Open Rotor" nelle quali gli stadi rotanti del fan non risultano più intubati ma posti all'esterno della gondola motore.

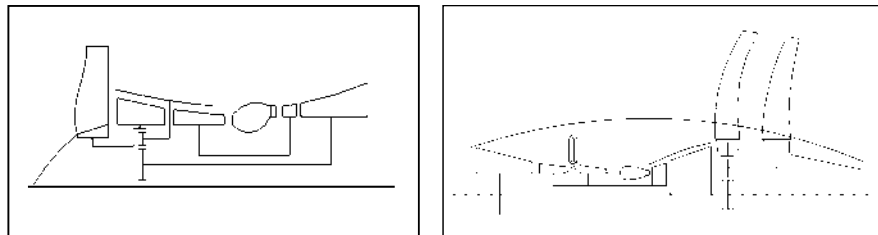


Fig. 2.5 - Esempio di soluzioni architetture innovative: Geared Open Rotor

○ **Abbattimento del rumore**

La turbina di bassa pressione gioca un ruolo importante nella riduzione del disturbo acustico dato che contribuisce in maniera significativa al rumore percepito soprattutto nelle fasi di atterraggio e decollo.

Per il raggiungimento degli obiettivi di riduzione del rumore previsti da A.C.A.R.E., è necessario dotarsi di strumenti e metodi di predizione ed abbattimento del rumore. Oltre alle architetture innovative del GTF e del CRTF, che dovrebbero garantire benefici dal punto di vista acustico a livello motore, gli sforzi sono indirizzati al "Design for low-noise", ossia all'individuazione dei criteri di progetto che consentano, attraverso la scelta oculata del numero di pale e grazie alla modellazione 3d dell'hardware, di ridurre l'output acustico.

Per poter conseguire tali risultati è necessario spingere l'innovazione tecnologica verso configurazioni innovative che permettano contemporaneamente un miglioramento in termini di prestazioni, peso del modulo, emissioni di inquinanti e rumore.

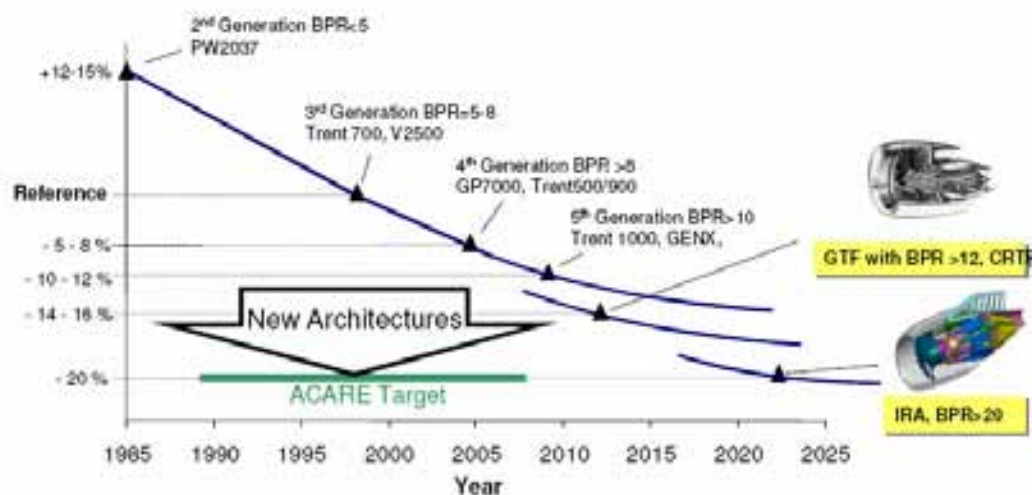


fig 2.6 Evoluzione del bypass Ratio nel corso degli anni

2.2 Progetto Vital.

Vital è un programma di ricerca europeo, che tende a conseguire le innovazioni tecnologiche necessarie per soddisfare gli ambiziosi requisiti ACARE, (ampiamente descritti nel capitolo precedente).

Dal punto di vista ambientale, questi obiettivi si possono sintetizzare come una riduzione del rumore percepito pari al 50%, una riduzione dell'80% degli ossidi di azoto (NOx), e una riduzione del 50% in gas carbonico, il tutto a costi accettabili

E' stato un progetto della durata di 4 anni per il quale la Commissione Europea ha firmato l'accordo il 20 gennaio del 2005 finanziando più del 50% dei costi del progetto.

Del consorzio fanno parte 53 partners guidati da Snecma, tra i quali ci sono anche i maggiori produttori di motori europei, quali Roll Royce, MTU Aero Engines, Avio, Volvo Aero, ITP e Airbus.

Il progetto concentra gli studi e gli sviluppi tecnologici sui componenti di bassa pressione del motore, valutando progetti tra cui il nuovo motore counter-rotating fans, turbine altamente caricate e turbine high speed con la necessità di inserire un riduttore per disaccoppiare il moto del fan da quello della turbina.

Oltre agli obiettivi quantitativi, già esposti nel capitolo precedente, nel progetto Vital, i partners si sono imposti obiettivi più generali, quali:

- Promuovere una maggiore responsabilità sociale d'impresa da parte dell'industria aeronautica
- Garantire la competitività dei prodotti europei e lo sviluppo di tecnologie per motori più ecologici
- Sviluppare soluzioni che soddisfano pienamente le aspettative dei costruttori di aeromobili.

Si riporteranno di seguito le analisi effettuate sulle architetture DDTF, CRTF, GTF, sia per applicazioni Longe Range che Short Range interessate dal progetto Vital

2.3 Direct Driven turbo Fan.

Al fine di definire i principali parametri aerodinamici per la DDTF, sia per la configurazione longe range, che per quella short range è stata fatta un'ottimizzazione monodimensionale utilizzando il tool, ampiamente discusso nel capitolo 1, partendo da dati ciclo e ingombri geometrici forniti dal responsabile del motore calibrati su risultati e prestazioni di motori simili già esistenti.

Dopo una prima analisi dei dati, siamo passati alla fase di ottimizzazione ottenuta utilizzando algoritmi genetici agendo sull'imposizione di obiettivi come ad esempio, l'efficienza da massimizzare, il peso, il numero totale di profili e la loro deflessione massima da minimizzare.

Riportato molto schematicamente possiamo vedere in fig 3.1 uno sketch di una configurazione DDTF, ovvero l'architettura tradizionale di un motore aeronautico di un turbo fan dove la turbina di bassa pressione, mette in rotazione fan e il primo stadio di compressione.



Fig 2.7 Schema Direct Driven Turbofan – DDTF

2.3.1 DDTF Lungo raggio

A seguito di vari steps di ottimizzazione siamo arrivati a convergenza, e abbiamo ottenuto una configurazione che rispettava gli obiettivi imposti, o meglio abbiamo ottenuto la configurazione che rappresenta il miglior compromesso fra i requisiti multidisciplinari che erano stati imposti dal progettista.

Riportiamo di seguito l'evolversi degli obiettivi durante l'ottimizzazione.

Per semplicità di rappresentazione sono stati riportati per ogni obiettivo solo gli ultimi passi e non tutti i valori fin dal primo run di ottimizzazione.

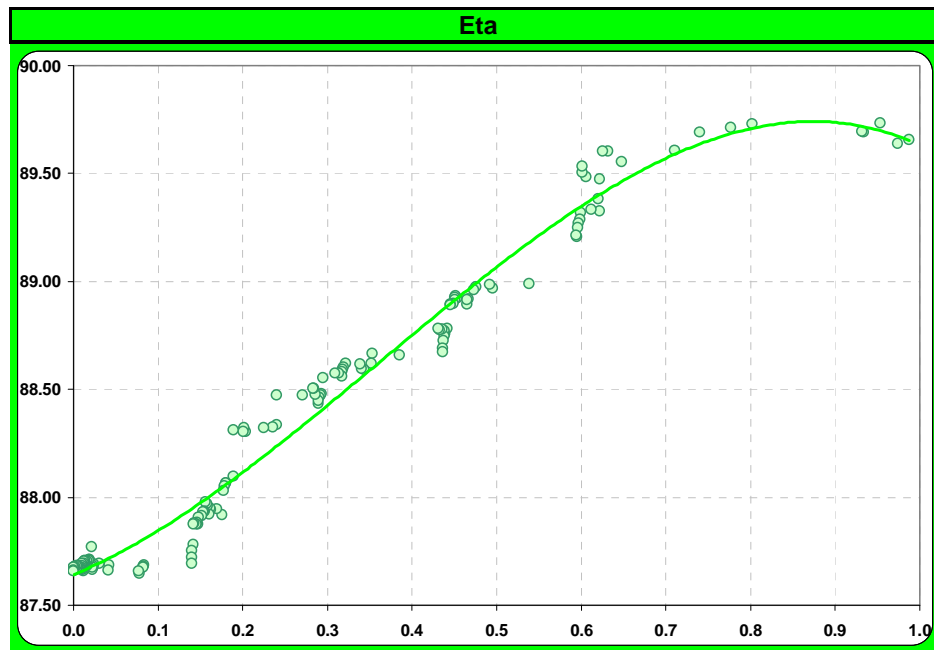


Fig. 2.8a. Efficienza

Nel grafico sopra riportato rappresentante l'andamento dell'efficienza nei vari passi di ottimizzazione vediamo un andamento crescente dell'efficienza, fino a stabilizzarsi intorno al valore 89.68%, da notare che anche la linea di tendenza si sta appiattendendo intorno a quel valore, quindi anche avessimo continuato con le ottimizzazioni molto probabilmente per i vincoli che abbiamo imposto l'efficienza non ha più gradi di libertà che gli permettano di crescere; un comportamento diverso lo vediamo nel grafico di fig 2.8b che riporta l'andamento di peso.

Mentre il valore del peso sembra essersi stabilizzato, la linea di tendenza non si è appiattita, ciò significa che potenzialmente il peso sta ancora variando e quindi potremmo anche riuscire ad ottenere una configurazione più leggera, però visto che siamo ampiamente dentro i limiti di peso

imposti non avrebbe molto significato continuare ad abbassare il peso rischiando di peggiorare gli altri obiettivi.

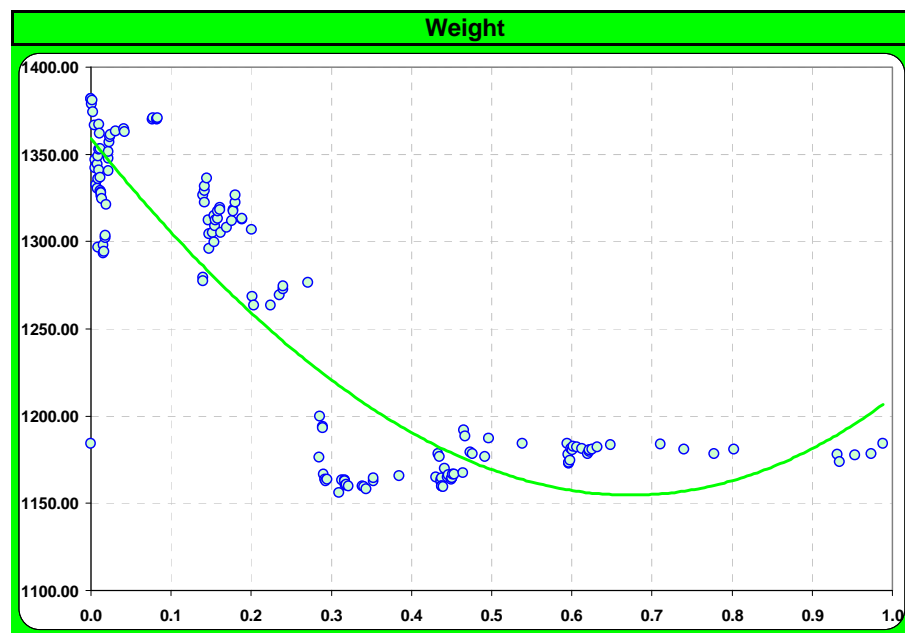


Fig 2.8b Peso

Considerazioni analoghe si possono fare per gli obiettivi riportati nelle fig. da 2.8c a 2.8f

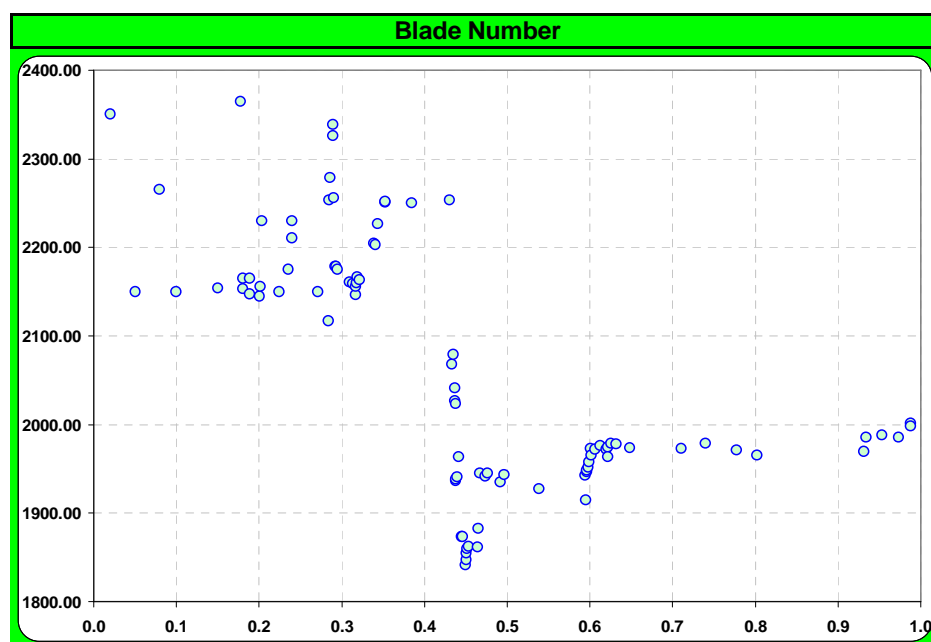


Fig 2.8c Numero complessivo di profili

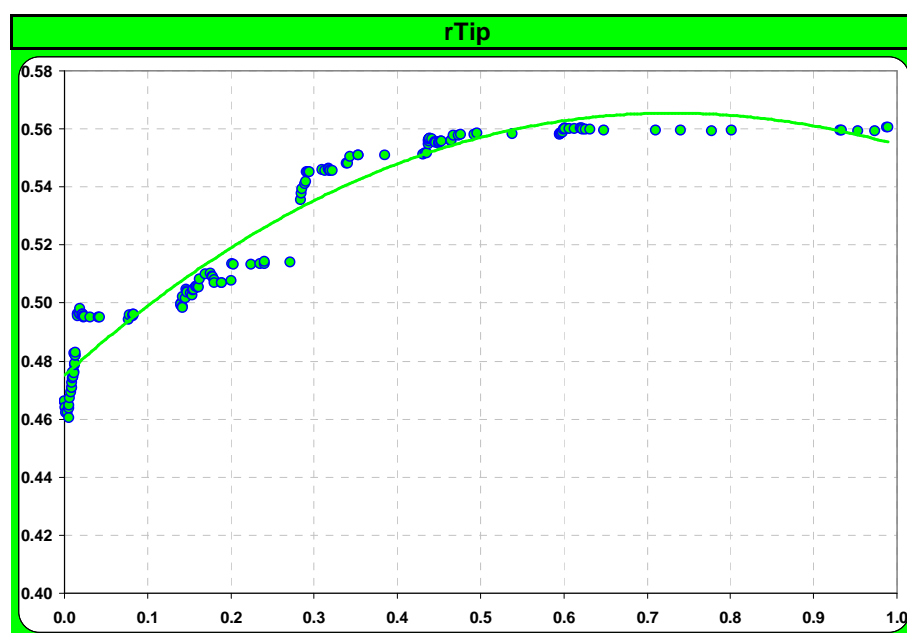


Fig 2.8d Valore massimo del Raggio al Tip

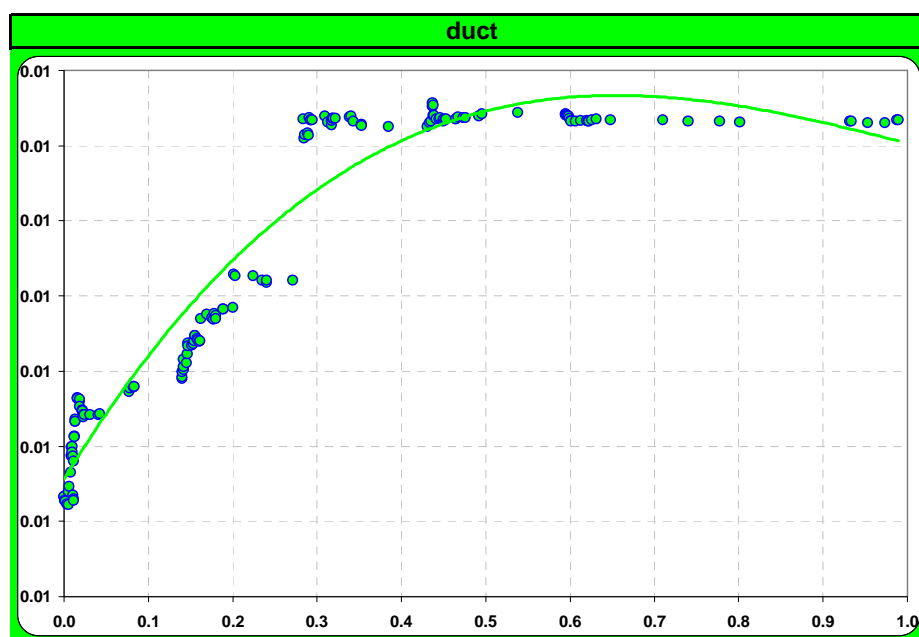


Fig 2.8e Valore del Duct

Per quanto riguarda il Duct all'interno del codice è previsto uno studio per la forma dello stesso affinché non si congeli una configurazione dove la parte di ingresso turbina prima del primo vane non sia troppo rampante e quindi con una più alta probabilità di avere un flusso distaccato, con presenza di bolle e quindi un flusso non omogeneo che investe il primo statore.

Infine l'ultimo obiettivo rappresentato è l'acustica, l'intenzione è quella di diminuire il rumore come richiesto dai requisiti ACARE e quindi in un'ottimizzazione multidisciplinare è risultato necessario inserire anche delle correlazioni che tenessero in conto tali parametri.

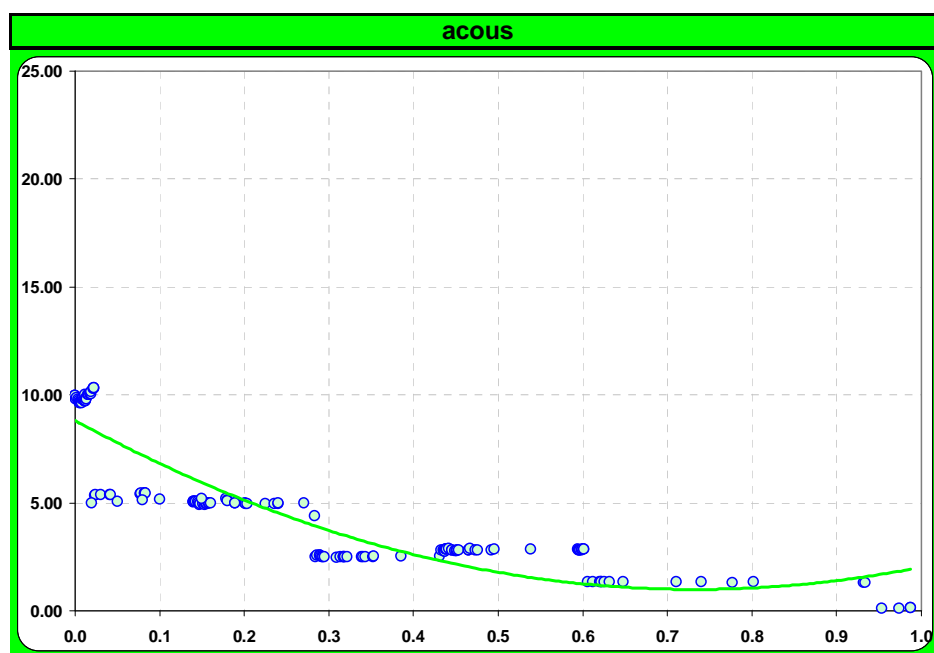


Fig 2.8f Acustica

Dalla cross section (fig 2.10) e dai triangoli della velocità (fig 2.11) la turbina è ben bilanciata. Il diagramma di Smith (fig 2.12) ci mostra il posizionamento dei rotori, sono tutti posizionati in uno stesso intorno quindi si trovano a lavorare nelle stesse condizioni, a parte il settimo blade che ha un'efficienza più alta degli altri.

Cycle		AERO	
Inlet Mass Flow	\dot{M}	39.39	[kg/s]
Inlet Total Pressure	P_0	323.54	[kPa]
Inlet Total Temperature	T_0	1144.30	[K]
Inlet swirl Angle	α_0	20.00	[deg]
Outlet Swirl Angle	α_{out}	-25.00	[deg]
Outlet Total Pressure	P_{out}	44.56	[kPa]
Rotational Speed	n	2020	[rpm]
Turbine T.T. Efficiency	η	89.60%	[-]
Specific Heat Ratio	γ	1.34	[-]
Gas Constant	R	287.30	[J/KgK]

Ingombri Geometrici		
Inlet Hub Radius	$R_{in, hub}$	0.375 [m]
Inlet Tip Radius	$R_{in, tip}$	0.445 [m]
Outlet Hub Radius	$R_{out, hub}$	0.605 [m]
Outlet Tip Radius	$R_{out, tip}$	0.960 [m]
Turbine Length	L	0.830 [m]

Fig 2.9 Dati Ciclo e Ingombri turbina LPT per applicazioni DDTF

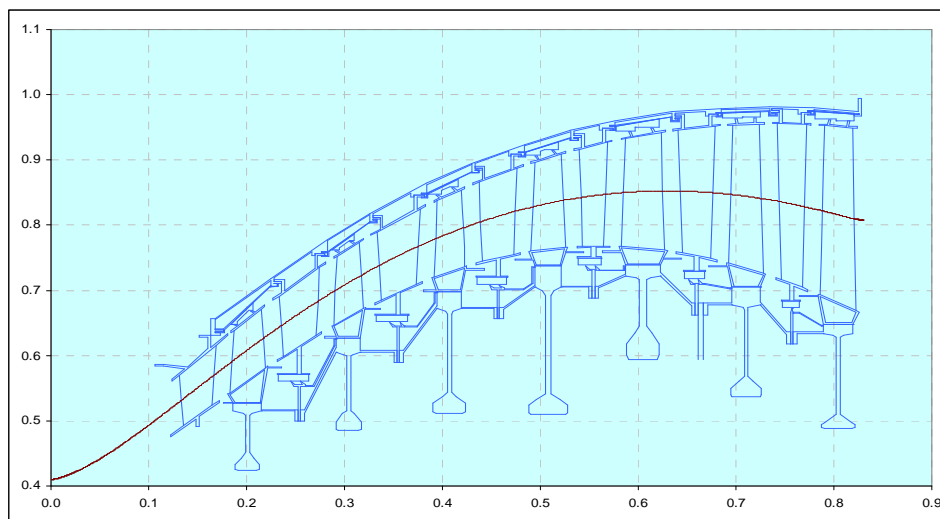


Fig 2.10 Cross Section

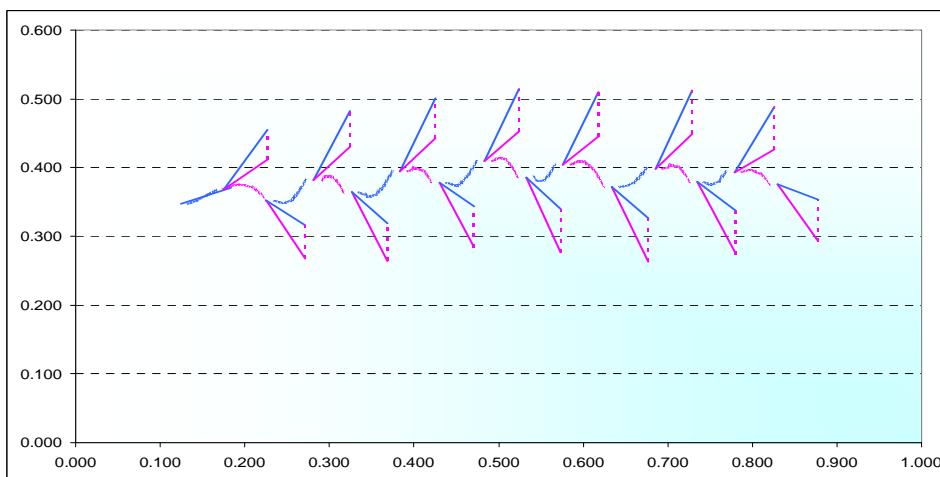


Fig 2.11 Triangoli di velocità

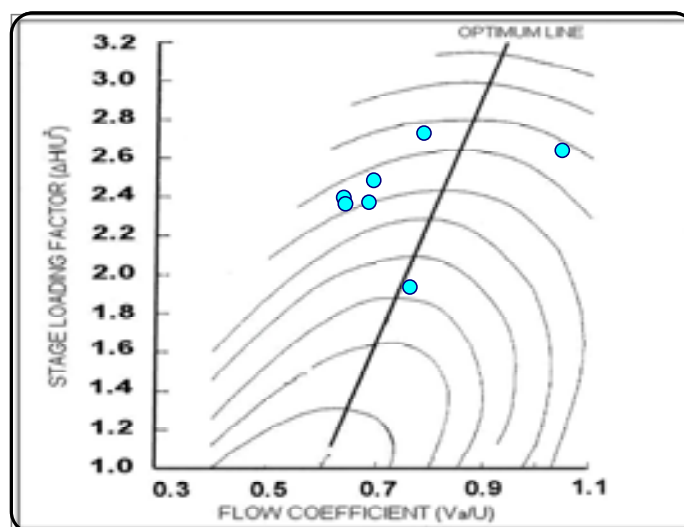


Fig. 2.12 Diagramma di Smith

2.3.2 DDTF Corto raggio

Anche per la configurazione Direct driven turbo fan a corto raggio è stato effettuato lo stesso iter di progettazione e prima di convalidare la configurazione ci siamo accertati come ampiamente mostrato riguardo alla configurazione a lungo raggio che gli obiettivi imposti al toll di progettazione fossero arrivati a convergenza, in modo da assicurarci anche per questa di aver ottenuto l'ottimo compromesso fra i requisiti di efficienza, peso, deflessioni acustica ecc.

Per leggerezza di esposizione si riportano di seguito solo i grafici di output riguardanti strettamente la turbina e non il processo di ottimizzazione.

Dati ciclo			
Inlet Mass Flow	MF	17.44	[kg/s]
Inlet Total Pressure	P_0	234.60	[kPa]
Inlet Total Temperature	T_0	1028.50	[K]
Inlet swirl Angle	α_0	0.00	[deg]
Outlet Swirl Angle	α_{out}	-20.00	[deg]
Outlet Total Pressure	P_{out}	36.94	[kPa]
Rotational Speed	n	3040	[rpm]
Turbine T.T. Efficiency	η	90.11%	[-]
Specific Heat Ratio	γ	1.35	[-]
Gas Constant	R	287.30	[J/KgK]

Dati di ingombro geometrici			
Inlet Hub Radius	R_{in_hub}	0.275	[m]
Inlet Tip Radius	R_{in_tip}	0.350	[m]
Outlet Hub Radius	R_{out_hub}	0.445	[m]
Outlet Tip Radius	R_{out_tip}	0.630	[m]
Turbine Length	L	0.765	[m]

Fig 2.13 Dati ciclo e ingombri geometrici

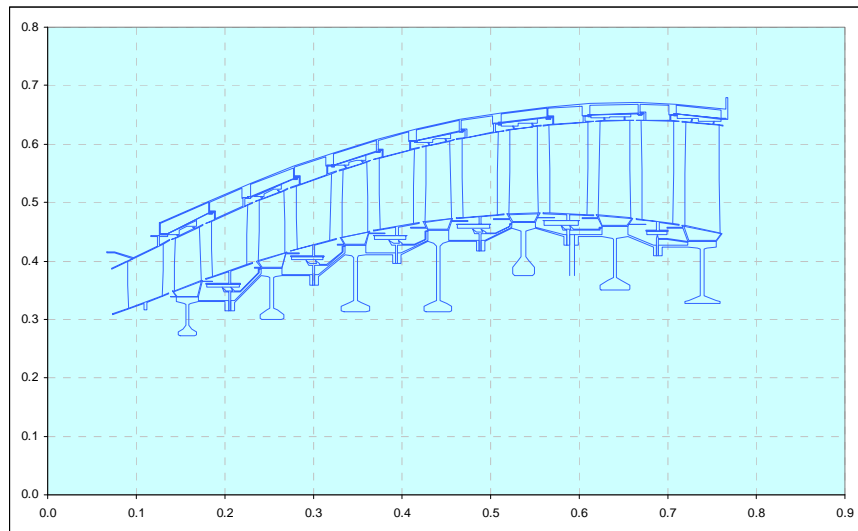


Fig 2.14 cross section

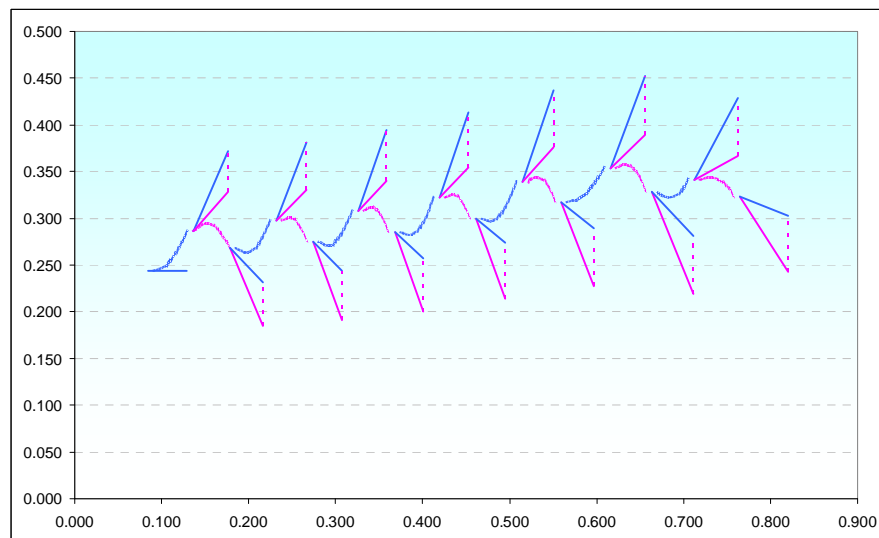


Fig 2.15 Triangoli di velocità

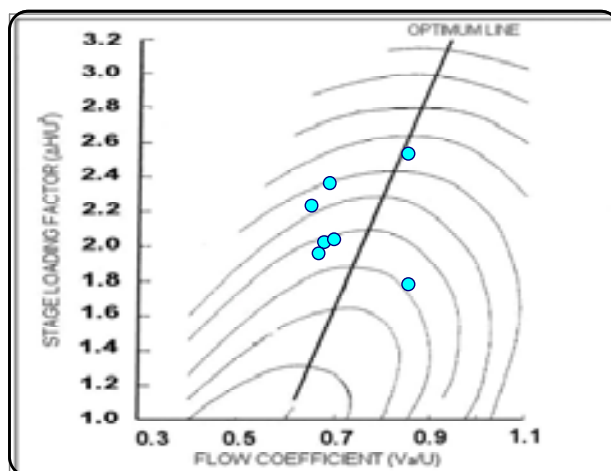


Fig. 2.16 diagramma di Smith

2.4 Contro rotante turbo fan

I parametri aerodinamici interessanti per lo studio della configurazione contro-rotante sono il numero di schiere, il valore di DH/u^2 , il grado di reazione, la rotazione massima dei profili alari, il numero di Zweifel e l'efficienza.

La velocità periferica u è la somma delle velocità individuali circonferenziale U_1 e U_2 dei rotori 1 e 2 mostrati in figura 2.17.

Il parametro An^2 non è rilevante per la progettazione della LPT in questa configurazione a causa delle basse velocità dell'albero.

Dalla figura 2.17 si può osservare le problematiche che si potrebbero incontrare nella progettazione dei due tamburi, in modo particolare per il tamburo esterno che per motivi di sicurezza dovrà essere progettato in modo da contenere eventuali espulsioni di una pala o di una parte di essa e allo stesso tempo è una struttura a raggi elevati che ruota.

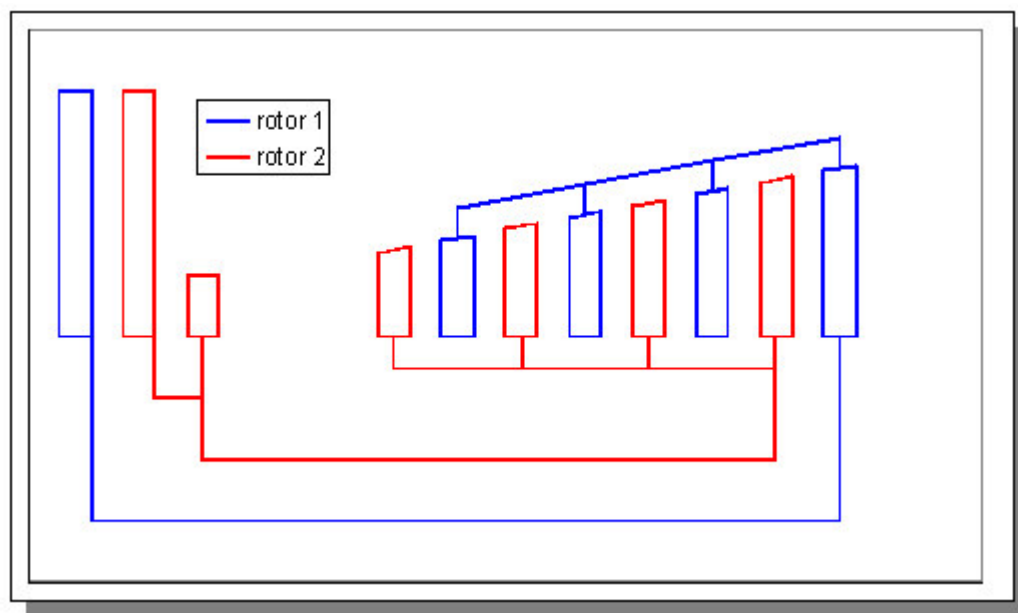


Fig 2.17 schema funzionale CRT

2.4.1 Contro rotante turbofan lungo raggio

Il ciclo e gli ingombri geometrici anche per la configurazione contro-rotante ci sono stati forniti dal motorista e sono stati ampiamente rispettati.

Si riportano di seguito gli input che sono stati forniti al tool di progettazione monodimensionale e gli output grafici da questo forniti in particolare la cross section relativa esclusivamente al flow path in quanto i dischi o eventuali tamburi non sono stati nello specifico oggetto di studio di questa tesi, i triangoli di velocità e il diagramma di Smith.

Dati ciclo			
Inlet Mass Flow	MF	43.09	[kg/s]
Inlet Total Pressure	P_0	262.79	[kPa]
Inlet Total Temperature	T_0	939.02	[K]
Inlet swirl Angle	α_0	0.00	[deg]
Outlet Swirl Angle	α_{out}	-18.00	[deg]
Outlet Total Pressure	P_{out}	44.67	[kPa]
Rotational Speed 1	n_1	1626.40	[rpm]
Turbine T.T. Efficiency	h	0.89	[-]
Specific Heat Ratio	g	1.35	[-]
Gas Constant	P	287.32	[J/KgK]
Rotational speed 2	v_2	1219.80	[rpm]
Dati di ingombro geometrici			
Inlet Hub Radius	R_{in_hub}	0.431	[m]
Inlet Tip Radius	R_{in_tip}	0.499	[m]
Outlet Hub Radius	R_{out_hub}	0.505	[m]
Outlet Tip Radius	R_{out_tip}	0.765	[m]
Turbine Length	L	0.880	[m]

Fig 2.18 Dati ciclo e geometrici

In particolare anche in questa configurazione abbiamo ottenuto sia una cross section che un andamento dei triangoli di velocità ben bilanciati.

Anche nel diagramma di Smith è evidenziato il buon risultato dei rotori che si trovano a lavorare nello stesso intorno.

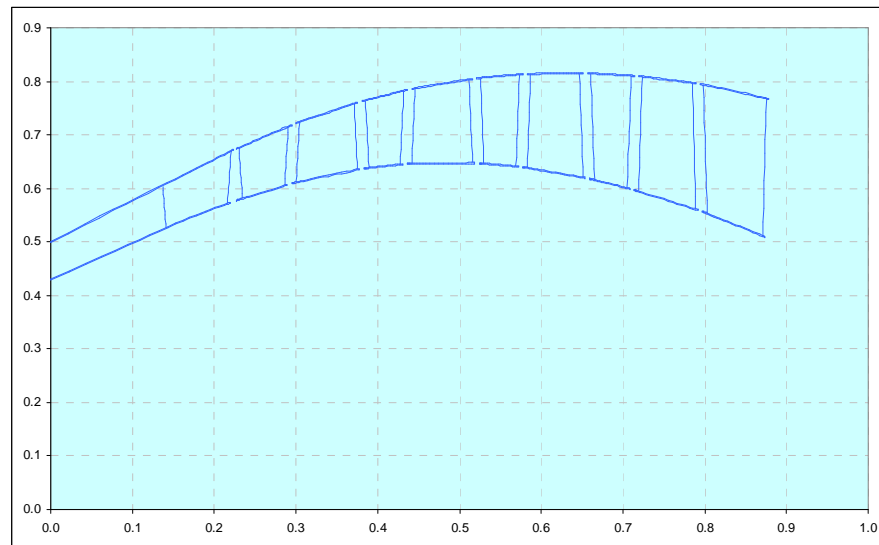


Fig 2.19 cross section

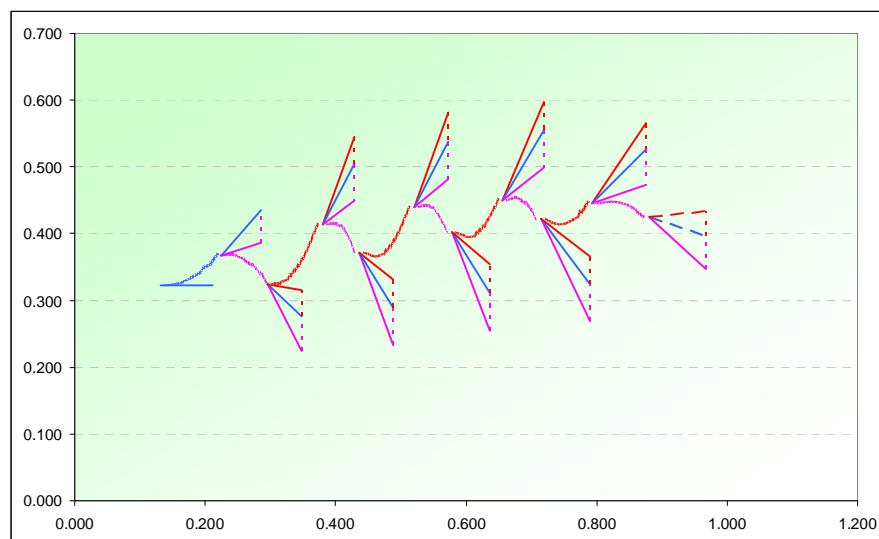


Fig 2.20 Triangoli di velocità

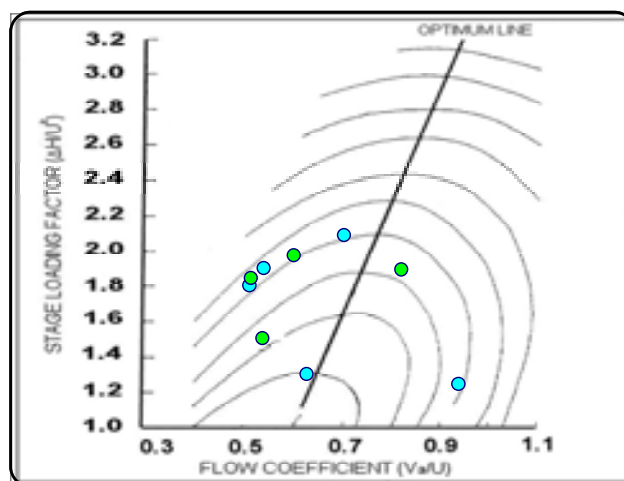


Fig 2.21 Diagramma di Smith

Contro-rotante turbo fan corto raggio

Nelle figure seguenti si riportano input e output del tool di progettazione

Dati ciclo			
Inlet Mass Flow	MF	17.52	[kg/s]
Inlet Total Pressure	P_0	252.69	[kPa]
Inlet Total Temperature	T_0	1027.57	[K]
Inlet swirl Angle	α_0	0.00	[deg]
Outlet Swirl Angle	α_{out}	-18.00	[deg]
Outlet Total Pressure	P_{out}	40.43	[kPa]
Rotational Speed 1	n_1	2501.02	[rpm]
Turbine T.T. Efficiency	h	0.89	[-]
Specific Heat Ratio	g	1.35	[-]
Gas Constant	P	287.32	[J/KgK]
Rotational speed 2	v_2	1875.90	[rpm]
Dati di ingombro geometrici			
Inlet Hub Radius	R_{in_hub}	0.291	[m]
Inlet Tip Radius	R_{in_tip}	0.342	[m]
Outlet Hub Radius	R_{out_hub}	0.290	[m]
Outlet Tip Radius	R_{out_tip}	0.563	[m]
Turbine Length	L	0.695	[m]

Fig 2.22 Dati ciclo e geometrici

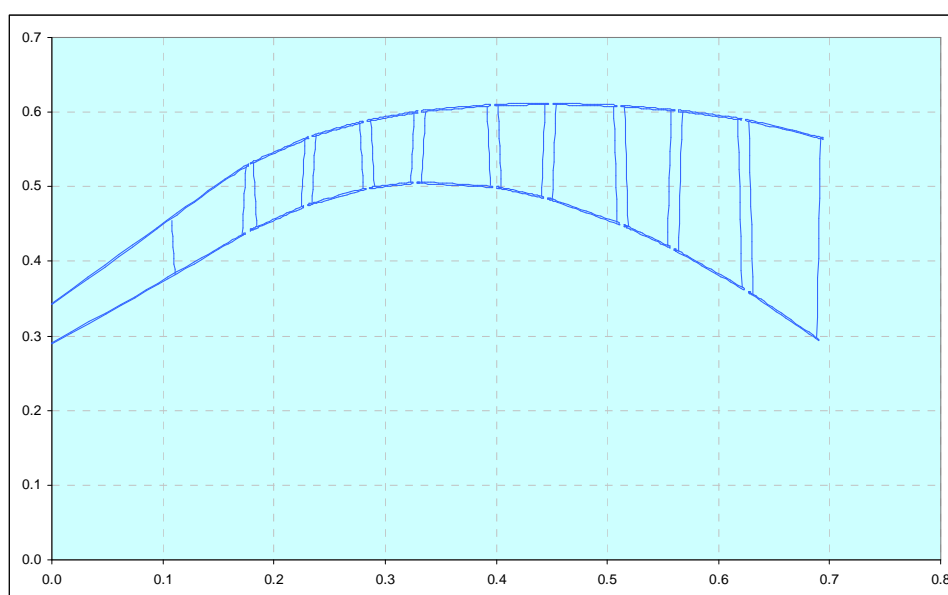


Fig 2.23 Cross section

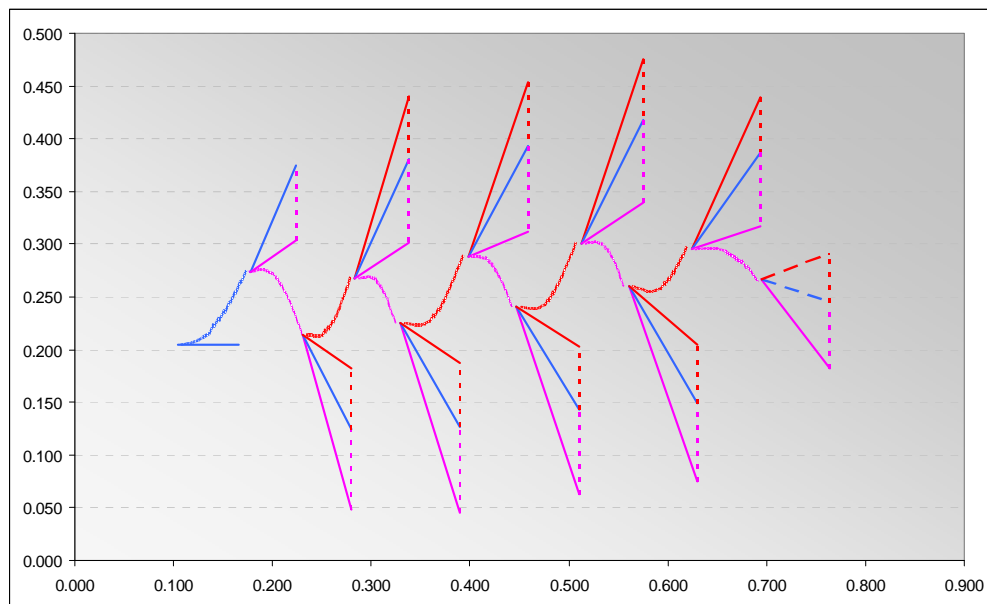


Fig 2.24 Triangoli di velocità

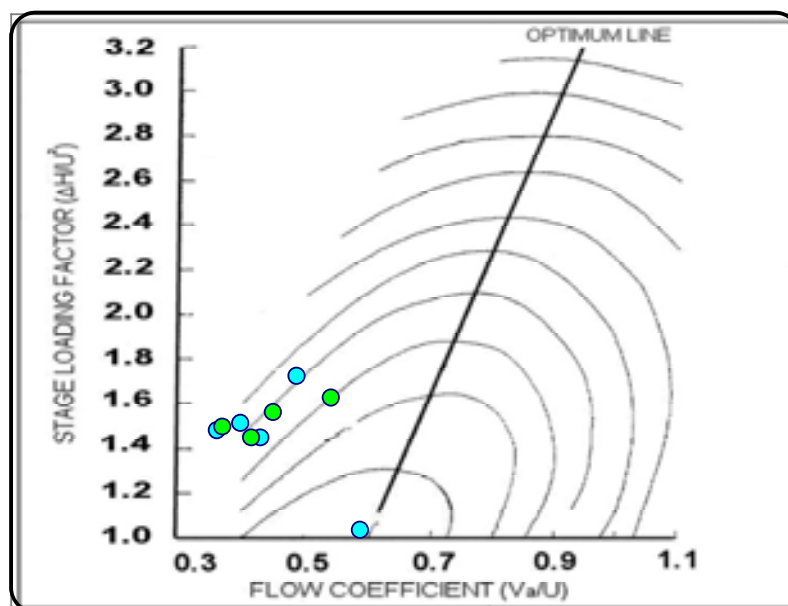


Fig 2.25 Diagramma di Smith

2.5 Geared turbo Fan

In una configurazione GTF la principale particolarità della turbina di bassa pressione consiste nell'alta velocità di rotazione.

Le performance ottenibili da una tale turbina sono molto favorevoli per la stessa, ma è necessario l'introduzione di una scatola di riduzione come schematicamente riportato in fig 2.26 per ridurre la velocità di rotazione dei Fan.

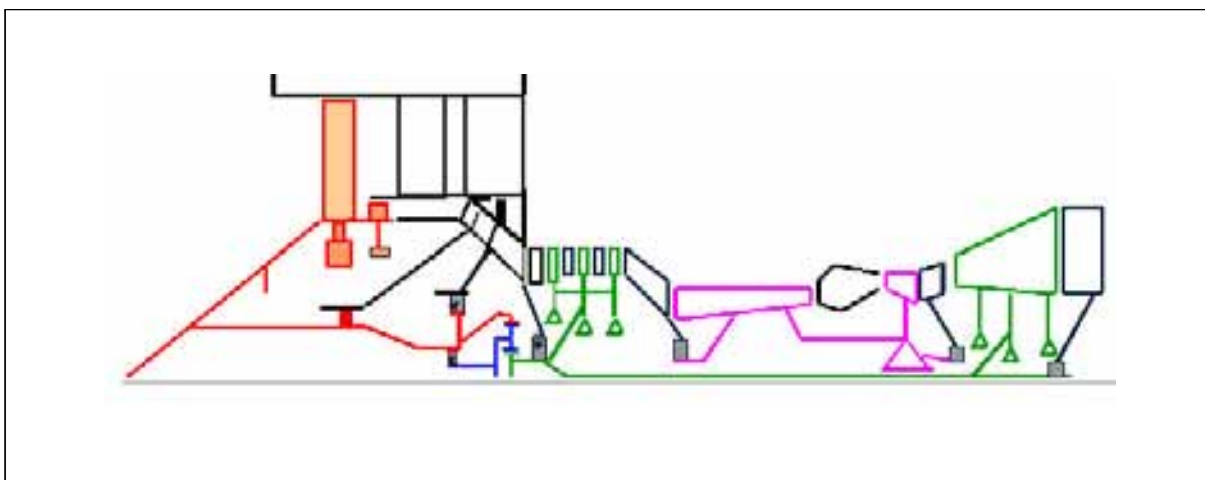


Fig 2.26 sketch

2.5.1 GTF lungo raggio

Dati ciclo			
Inlet Mass Flow	MF	36.70	[kg/s]
Inlet Total Pressure	P_0	348.70	[kPa]
Inlet Total Temperature	T_0	1078.50	[K]
Inlet swirl Angle	α_0	0.00	[deg]
Outlet Swirl Angle	α_{out}	-13.60	[deg]
Outlet Total Pressure	P_{out}	37.10	[kPa]
Rotational Speed 1	n_1	5673.00	[rpm]
Turbine T.T. Efficiency	h	0.93	[-]
Specific Heat Ratio	g	1.35	[-]
Gas Constant	P	287.30	[J/KgK]
Dati di ingombro geometrici			
Inlet Hub Radius	R_{in_hub}	0.284	[m]
Inlet Tip Radius	R_{in_tip}	0.356	[m]
Outlet Hub Radius	R_{out_hub}	0.447	[m]
Outlet Tip Radius	R_{out_tip}	0.740	[m]
Turbine Length	L	0.330	[m]

Fig 2.27 Dati ciclo e geometrici

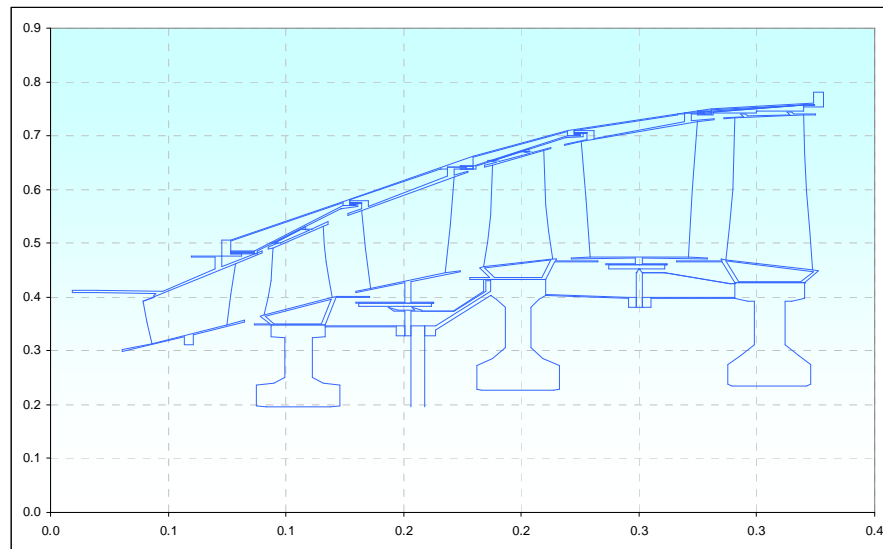


Fig 2.28 Cross section

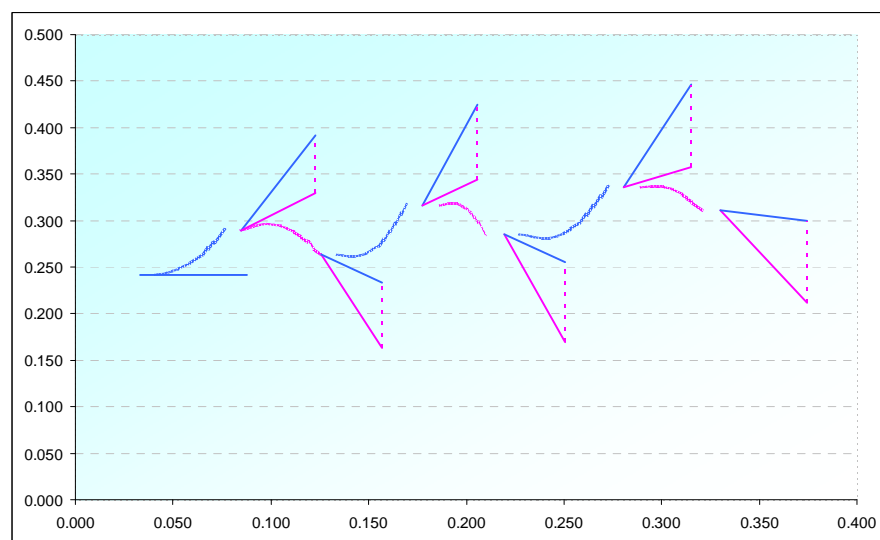


Fig 2.29 Triangoli di velocità

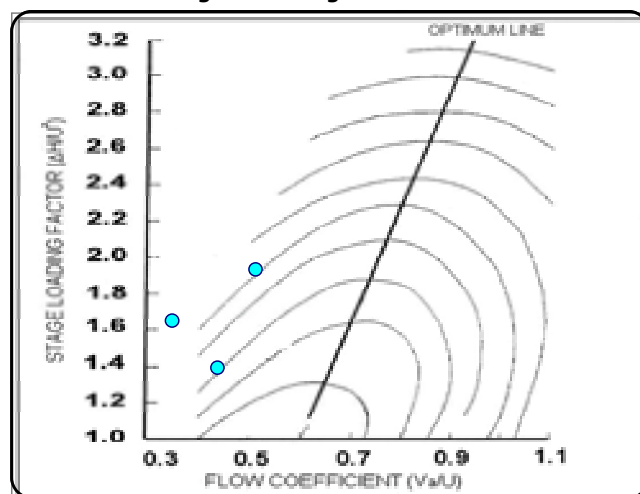


Fig 2.30 diagramma di Smith

2.5.2 GTF corto raggio

Dati ciclo			
Inlet Mass Flow	MF	15.30	[kg/s]
Inlet Total Pressure	P_0	315.00	[kPa]
Inlet Total Temperature	T_0	1098.00	[K]
Inlet swirl Angle	α_0	0.00	[deg]
Outlet Swirl Angle	α_{out}	-5.26	[deg]
Outlet Total Pressure	P_{out}	37.06	[kPa]
Rotational Speed 1	n_1	8570.00	[rpm]
Turbine T.T. Efficiency	h	0.93	[-]
Specific Heat Ratio	g	1.35	[-]
Gas Constant	P	287.30	[J/KgK]
Dati di ingombro geometrici			
Inlet Hub Radius	R_{in_hub}	0.210	[m]
Inlet Tip Radius	R_{in_tip}	0.250	[m]
Outlet Hub Radius	R_{out_hub}	0.322	[m]
Outlet Tip Radius	R_{out_tip}	0.495	[m]
Turbine Length	L	0.200	[m]

Fig 2.31 Dati ciclo e ingombri geometrici

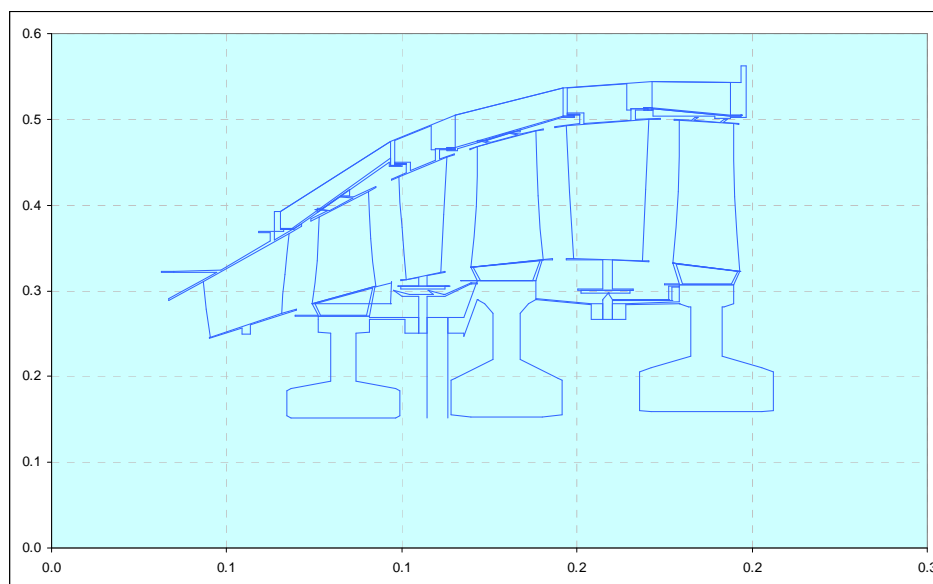


Fig 2.32 Cross section

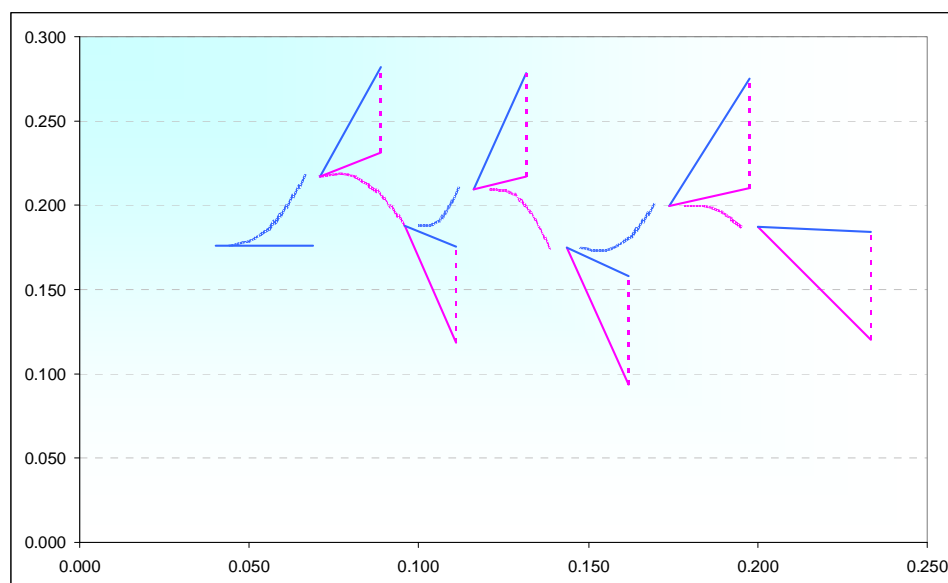


Fig 2.33 Triangoli di velocità

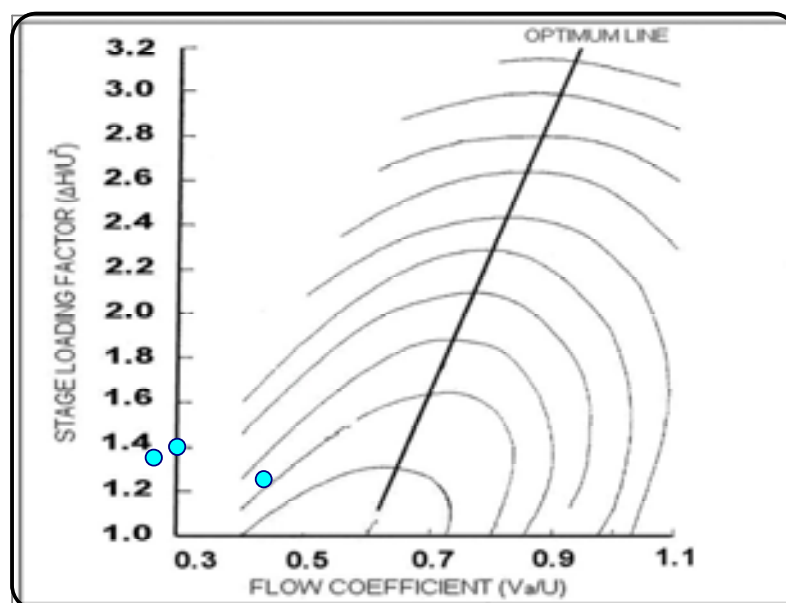


Fig 2.34 Diagramma di Smith

Da osservare delle configurazioni geared il loro posizionamento sul diagramma di Smith, entrambe sia quella a corto raggio che quella a lungo raggio si posizionano nella zona ad alta efficienza e all'estrema sinistra del grafico. Uno dei motivi principali di questo comportamento è sicuramente da ricercare nelle loro alte velocità.

2.6 Confronti fra le tre configurazioni

A parità di spinta prodotta, 70 klb per le configurazioni Long range e 30 klb per le configurazioni short range, in tabella sono riportati i dati significativi di ciascuna configurazione.

	Lungo Raggio				Corto Raggio		
	DDTF	CRTF	GTF		DDTF	CRTF	GTF
Deflessione Massima	116.11	107.77	11.05		112.89	105.95	105.48
Numero di Pale	2148	749	705		1280	592	688
Peso	1384.4	1105.9	566		626.3	625.8	195.7
Efficienza	89.68%	88.61%	94.39%		90.11%	89.39%	93.51%

Fig 2.35 Schema riassuntivo dati significativi delle 6 configurazioni Vital

In aggiunta ai nostri risultati analoghe analisi effettuate da MTU, [7] confermano le maggiori potenzialità di una configurazione GTF per raggiungere i requisiti imposti da ACARE per quanto riguarda la LPT.

L'obiettivo di riduzione delle emissioni di particelle inquinanti si traduce per i progettisti nella riduzione del parametro TSFC (Thrust specific Fuel Consumption).

La riduzione del TSFC può essere ottenuta attraverso un miglioramento dei cicli termodinamici, salti di pressione più alti e temperature più alte e quindi studi su materiali idonei; oppure aumentando l'efficienza propulsiva.

L'efficienza propulsiva dipende in modo inversamente proporzionale dal "bypass nozzle jet velocity". Un basso bypass nozzle velocity si raggiunge con bassi rapporti di pressione da parte del Fan il quale però avrà bisogno di grossi diametri per raggiungere la spinta richiesta.

In figura 2.36 riportiamo per le tre tipologie di architettura trattate il legame tra Fan Pressure Ratio e Bypass Ratio che sappiamo essere un parametro da massimizzare al fine di diminuire le emissioni nocive e quindi raggiungere i requisiti imposti da ACARE.

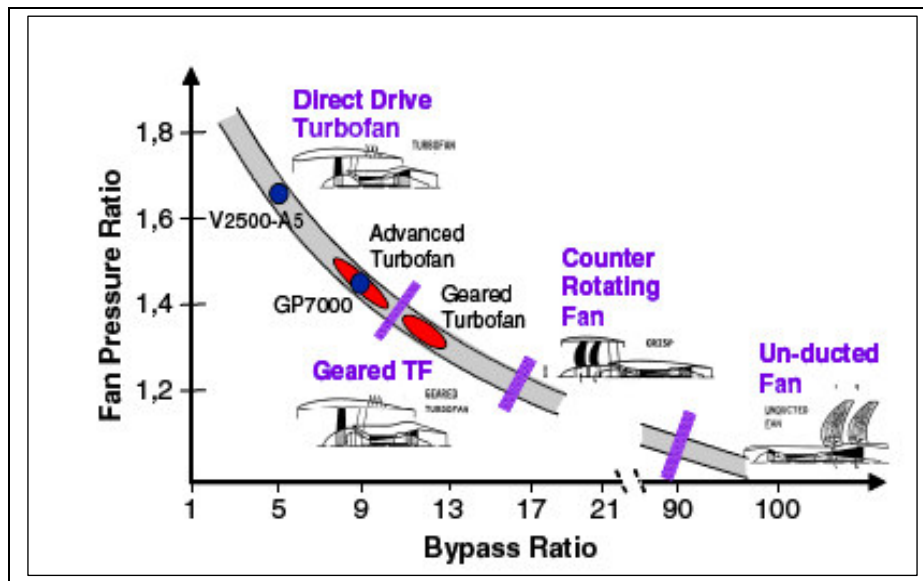


Fig 2.36 Architetture diverse di motori turbo fan al variare del Bypass Ratioe del Fan Pressure Ratio.

Una bassa velocità del fan implica una bassa emissione sonora per i fan intubati, sia per configurazioni geared che per quelle contro-rotanti. Per aumenti drammatici di bypass ratio e fan non intubati il rumore inizia ad essere un problema da affrontare.

Il vantaggio di avere Fan con grandi diametri che quindi si muovono a velocità basse, è in contrasto con la turbina di bassa pressione di azionamento dello stesso, la quale andando a basse velocità è costretta ad avere un maggior numero di stadi con conseguente aumento di peso e di costi.

Inoltre aumentare il bypass ratio significa oltre che aumentare il diametro del fan ridurre il diametro del core engine e quindi la turbina si trova a lavorare con velocità minori a raggi più piccoli, fattori entrambi sfavorevoli alle sue performance.

Questo problema può essere superato dal disaccoppiamento delle due velocità di rotazione del Fan e della turbina inserendo un riduttore che ci permette di realizzare una turbina di bassa pressione che gira ad alte velocità con piccoli diametri e pochi stadi con conseguente riduzione di peso e costi.

La configurazione Geared ci offre quindi una bassa velocità di rotazione del fan, un alta efficienza di propulsione e un basso rumore della ventola evitando gli inconvenienti di una trasmissione diretta di bypass ratio alto, bassa efficienza di turbina e aumento della lunghezza complessiva del motore quindi del peso dei costi e dei tempi di manutenzione.

Inoltre il concetto di Geared Turbofan è applicabile a varie missioni (regional, mid range, long range).

Un potenziale limite fisico per tutti i Geared turbofan con alto bypass ratio è la distanza dell'ala dal suolo in quanto tutti hanno necessità di grossi diametri di Fan.

Per quanto riguarda la turbina di bassa pressione ci sono grosse opportunità di miglioramento, quali l'alta velocità e la grossa quantità di lavoro estratto da ogni singolo stadio.

Il rotore ad alta velocità consente una significativa riduzione del numero di stadi per l'estrazione di un dato lavoro e rispetto ad una turbina convenzionale il carico aerodinamico di ciascun stadio è praticamente la metà.

Un altro confronto molto interessante a conclusione del lavoro svolto possiamo farlo a livello motore valutando la scelta di utilizzare una turbina LPT tradizionale o una a alta velocità insieme ad una scatola di riduzione.

E' già stato detto che attualmente la leva di miglioramento sul consumo specifico di carburante è l'incremento di ByPassFlow poiché ormai sono stati raggiunti dei design di turbina tali da avere un altissima efficienza aerodinamica, le temperature di uscita che migliorerebbero il rendimento sono al limite e anche il salto di pressione non produce più apprezzabili benefici.

Studi effettuati [8] su due configurazioni convenzionali una con BPR 6 e l'altra con ByPass Ratio pari a 10 a parità di "core engine" salto di pressione e temperatura di uscita turbina, mostrano i potenziali benefici sul consumo specifico all'aumentare del BPR.

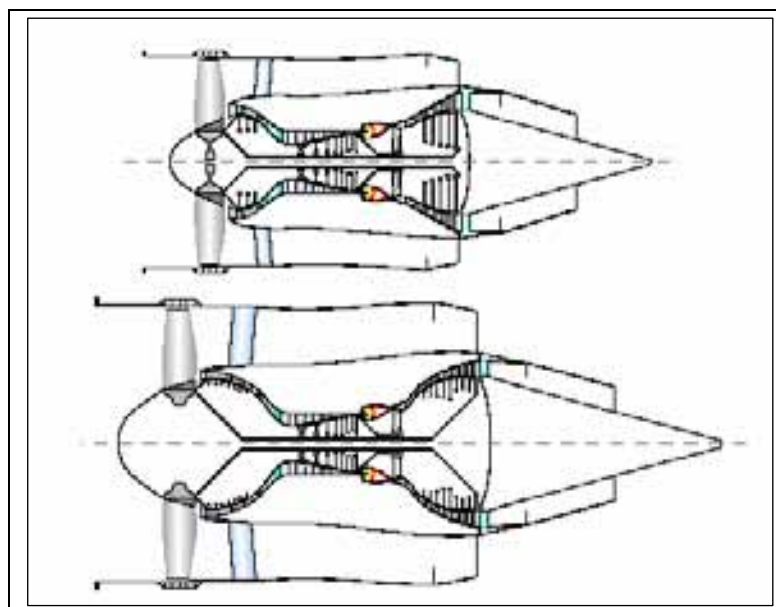


Fig. 2.37 Stesso core engine ma bypass ratio diversi 6 quella in alto 10 quella in basso

Un aumento di BPR dai valori standard (6) a oltre 10 porterebbe come mostrato in fig.2.38 vantaggi sull'efficienza di circa il 14% però per evitare velocità tangenziali del fan troppo elevate è necessaria l'introduzione di una scatola di riduzione (configurazione GTF) per disaccoppiare la rotazione tra i due componenti turbina e fan, con tutte le conseguenze di costi, peso affidabilità ecc. legate all'aumento del numero di pezzi del motore.

Un altro problema e conseguentemente limite che porta l'aumento del BPR è legato all'installazione e posizionamento delle pale molto grandi del fan rispetto alle nacella.

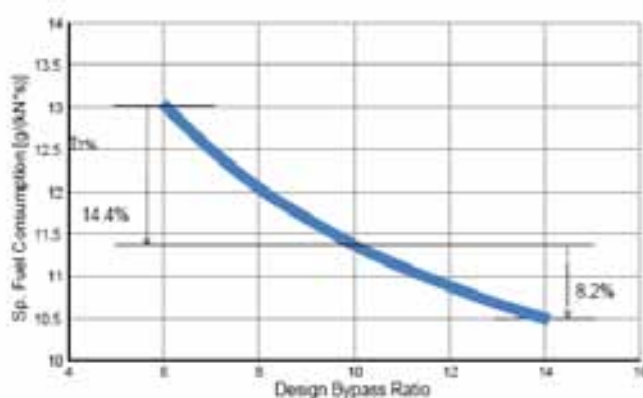


Fig.2.38 Efficienza in funzione del Bypass Ratio

Per quanto riguarda il Fan incrementando il BPR si deve aumentare i diametri fan al hub e tip per ragioni meccaniche, questo però comporta velocità tangenziali molto alte che vanno a discapito della resistenza strutturale e del noise.

Quindi per tenere le velocità del fan adeguate un aumento di BPR implica una aumento di numero di stadi della turbina di bassa pressione, che come vediamo dal grafico di fig.2.39 impattano sul SFC.

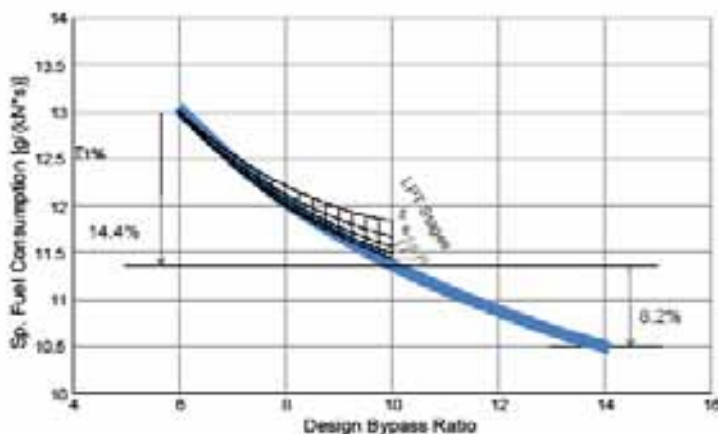


Fig 2.39 SFC delle turbine convenzionali al variare del numero di stadi

Come già evidenziato nel capitolo 1 anche quest'analisi mostrano che una buona relazione per il numero di stadi è $\text{Num stadi} = \text{BPR} - 1$ questo fino ad un BPR nell'intorno di 10.

Da non sottovalutare nell'aumento del numero di stadi è l'incremento del peso anche se una velocità moderata permette un design con dischi più leggeri.

Andare ad un BPR maggiore di 10 con una buona efficienza significherebbe introdurre un numero di stadi proporzionale e quindi eccessivi per l'incremento di peso, di costi, e per ultimo ma non meno importante riduzione dell'affidabilità.

Quindi l'unica possibilità nell'aumentare il BPR è legata all'introduzione di una scatola di ingranaggi che disaccoppi il fan dalla turbina in modo da evitare l'interferenza dell'una sulla progettazione dell'altro.

Il confronto fra una configurazione DDTF e GTF, si veda uno schema delle due configurazioni riportato in fig.2.40, dal punto di vista meccanico mostra che la geared ha dischi con diametri bore minori per effetto del maggiore numero di giri, il fan ha diametri, ma si aggiunge il peso della gerabox e dei condotti olio, quindi è difficile dire quale sarà più leggera.

Da un punto di vista aerodinamico abbiamo il noise pressoché simile, il fan gira a velocità ottimale, il salto di pressione in turbina maggiore e efficienze più alte.

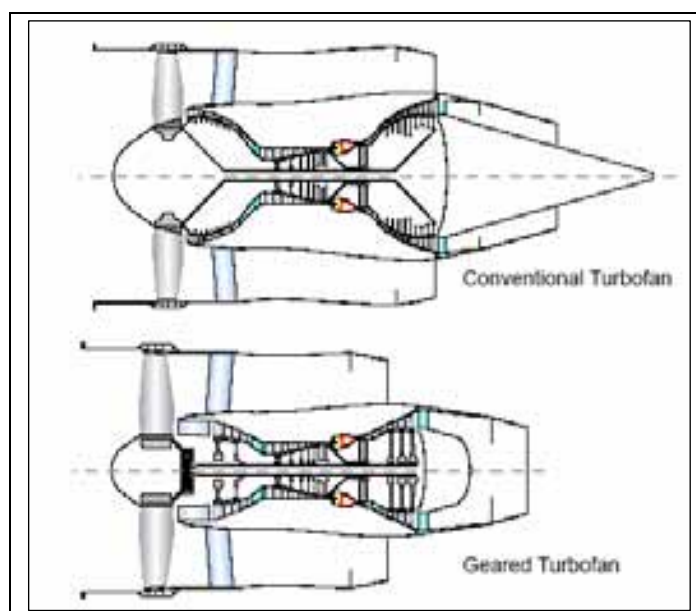


Fig.2.40 schema di geared e convenzionale

Capitolo 3

Avan-Progetto di configurazioni Open Rotor

3.1 Storia del Propfan

All'inizio degli anni 80 il forte aumento del prezzo del petrolio spinse molte fra le più grandi case produttrici aeronautiche alla ricerca di un tipo di propulsore capace di offrire buone prestazioni (simili a quelle di un turbogetto) e consumi di carburante nettamente inferiori.

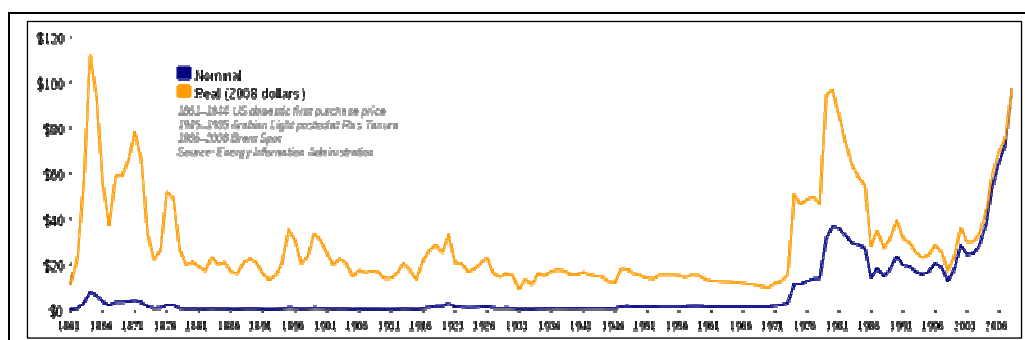


Fig. 3.1 Andamento del prezzo del petrolio (in dollari al [barile](#)) dal [1861](#) al [2007](#).

A seguito di tali considerazioni si è giunti alla progettazione ed alla realizzazione dei primi motori propfan. Questa tipologia di propulsore garantisce prestazioni simili agli attuali turbofan, con velocità di crociera intorno a circa 850 km/h con spinte superiori ai 100 kN, ma con consumi di carburante paragonabili a quelli degli attuali turboelica, si

parla di 0.27kg/hkW che significa una riduzione di circa il 30 per cento rispetto ai turbofan.

Il motore propfan, conosciuto come motore a grande rapporto di diluizione (ultra high bypass) è un [motore](#) a getto [turboventola](#) modificato, con le [ventole](#) poste all'esterno della [gondola motore](#). In apparenza il propfan ha una configurazione simile a quella di un motore con [elica](#) spingente.

Le pale delle eliche del propfan, e dei moderni motori turboelica, hanno una forma particolare. Non sono più diritte ma si presentano curvate con la forma che richiama quella del boomerang. Questa forma è necessaria perché all'avvicinarsi della velocità a quella del [suono](#), le pale dell'elica, come avviene per tutto il [velivolo](#), perdono la loro efficienza.

Quando il velivolo o una parte di esso vola ad una velocità di poco inferiore a quella del suono, si creano delle onde di pressione che comportano effetti negativi sul volo. Per fare un esempio si possono avere forti vibrazioni o l'inversione dei comandi, cioè il velivolo risponde al comando del pilota in modo contrario, fenomeni registrati in grande quantità già sugli ultimi velivoli da caccia della seconda guerra mondiale che spesso, in picchiata, raggiungevano alte velocità subsoniche.

Se per avere questo effetto su di un velivolo lo si deve spingere ad una determinata velocità, su di una elica questo si può avere in qualsiasi momento, anche ad aereo fermo al suolo ma con l'elica in moto. Infatti a determinare questo effetto è la velocità di rotazione dell'elica, che può raggiungere alle sue estremità la velocità critica. Per risolvere questo problema, che limita parecchio anche la possibilità di utilizzare tutta la potenza erogata dal motore, in un primo tempo si aggiunsero delle pale all'elica che da bipala (2 pale) divenne pentapala (5 pale) o addirittura si montarono su uno stesso albero due [eliche controrotanti](#). Un' ultima caratteristica di queste eliche è il passo variabile, che permette in fase di atterraggio di contribuire alla frenata grazie alla generazione di una spinta contraria al moto.



Fig. 3.2 motori propfan [Progress D-27](#), utilizzati sul [Antonov An-70](#)

Tutti questi accorgimenti sulle eliche sono necessari per mantenere velocità di rotazione dell'elica più basse possibile. La vera soluzione al problema fu ottenuta dagli ingegneri tedeschi che durante la [seconda guerra mondiale](#) per primi utilizzarono l'[ala a freccia](#).

Questa particolare configurazione di ala, oggi diffusissima su qualsiasi velivolo militare o commerciale che voli ad alte velocità [subsoniche](#) o [transoniche](#), è caratterizzata dalla sua particolare forma che fa sì che le estremità si trovino spostate all'indietro rispetto alla sua radice.

Lo stesso concetto venne applicato alla forma delle pale dell'elica e sperimentato, durante gli [anni settanta](#), dalla [NASA](#). Ne scaturirono le nuove eliche con le pale flesse in modo che la velocità di rotazione della loro base fosse più bassa di quella alla quale ruota la parte esterna.

Alcuni propfan hanno le eliche montate nella parte anteriore del motore, in configurazione traente, che, come nei motori convenzionali, sono mosse da un lungo albero proveniente dalla turbina di bassa pressione, altri prevedono che tra il moto delle eliche e quello della turbina ci sia un riduttore che permette ad entrambi i moduli di muoversi ad un numero ottimale di giri.

Mentre ai giorni nostri i turbofan stanno lentamente aumentando il loro rapporto di bypass passando da cinque a dieci ed i turboelica hanno BPR compresi tra trenta e cinquanta, un domani i propfan saranno in grado di colmare la distanza tra i due garantendo un BPR compreso tra diciassette e ventotto.

Questo tipo di motore dovrebbe essere inizialmente utilizzato come propulsore su velivoli a corto e medio raggio, di dimensioni intermedie con un numero di passeggeri inferiore a 250.

Il propulsore è stato realizzato e testato in volo intorno al 1988 allo scopo di abbattere i rilevanti costi del carburante come mostrato in fig 2.7 Considerato però che agli inizi degli anni '90 il prezzo del petrolio era nuovamente sceso i costruttori, valutando i costi di sviluppo di questi motori, eccessivi rispetto ai futuri risparmi sul carburante, decisero di rinviare la soluzione propfan a data da definirsi.

Il progetto è stato ripreso di recente non solo per contenere i costi ma, sotto un'ottica più attenta alle problematiche dell'inquinamento ambientale, come richiesto dai requisiti ACARE discussi nel precedente paragrafo. La realizzazione di questo motore viene, quindi, comunemente accettata quale futura logica soluzione, nel campo dei propulsori, al problema dell'inquinamento atmosferico.

3.1.1 Ricerche su propfan da parte di alcuni fra i più grandi motoristi aeronautici

3.1.1.1 General Electric Aircraft Engines (USA)

Nel marzo 1984, GE Aircraft Engines sottoscrisse un contratto con la NASA per supportarla nello sviluppo del GE36 come motore dimostrativo della categoria UDF (UnDucted Turbofan), diventando poi il principale modello dimostrativo della categoria UDF. Lo scopo dello sviluppo era quello di fornire un propulsore ad alto rapporto spinta-peso e con una eccezionale efficienza per applicazioni in aerei subsonici.

L'UDF rappresenta un nuovo concetto nel campo dei propulsori per aerei ed è basato su una configurazione controrotante ad ultra-high-bypass di un turbofan non intubato.

Le pale controrotanti, montate nella parte posteriore sono azionate dal generatore di gas del motore militare F404, e provvedono alla conversione diretta dell'energia presente nei gas di scarico in spinta propulsiva senza richiedere la presenza di un riduttore o alberi aggiuntivi. Il core engine fornisce quindi energia ad una turbina di potenza a bassa velocità, la quale si presenta divisa in due gruppi e direttamente connessa alle pale dell'elica.

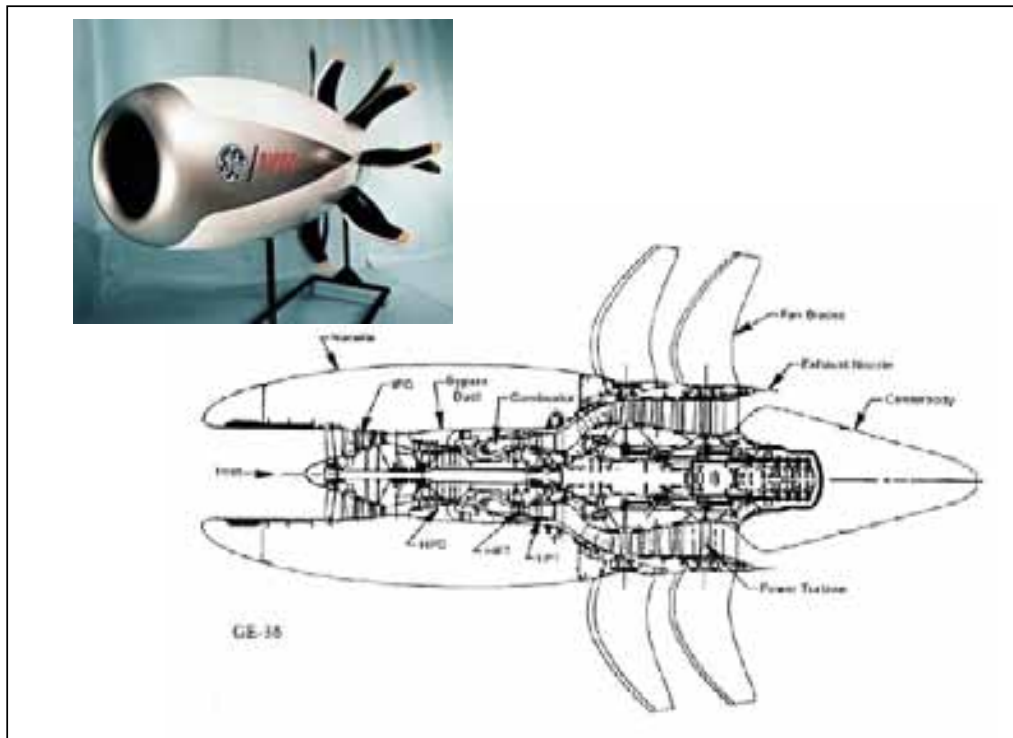


Fig 3.3 NASA/GE Unducted Fan

Ciascuno dei due gruppi è composto da cinque schiere con palette di turbina classiche ed una schiera con palette più grandi che costituiscono la base delle pale dell'elica situata all'esterno del propfan. In questa turbina non sono presenti statori, in quanto gli stessi rotori della parte controrotante agiscono da statore nei confronti degli altri e viceversa.

Così strutturata accoppia la flessibilità operativa e l'efficienza nei consumi di un classico turbo fan a due alberi, all'efficienza propulsiva di un motore ad elica di modesto diametro e con ridotta velocità periferica delle pale. Il concetto delle pale controrotanti è stato utilizzato per ottenere la massima efficienza propulsiva dalle eliche questo perché la rotazione del flusso imposta dal primo set di pale è recuperata e trasformata in spinta propulsiva dal secondo.

La GE constatò che tale configurazione confrontata con quella che prevede una gearbox fosse la migliore soluzione per il medio lungo termine, in quanto il pesante riduttore e radiatore dell'olio venivano eliminati. A coloro che criticavano questa soluzione per problemi di accoppiamento delle alte velocità del generatore di gas con i soli 1300 rpm della turbina di potenza, la GE rispose affermando che tale difficoltà veniva meno grazie all'efficienza delle pale, alla riduzione di peso rispetto alla soluzione con riduttore ed alla possibilità di montare eliche con diametro più piccolo ma con più pale. In effetti,

con il FADEC (Full Authority Digital Engine Control, sistema computerizzato che controlla, monitorizza e gestisce tutti gli aspetti del motore), GE sostenne che non ci sarebbero stati problemi del genere.

Un altro vantaggio di questa configurazione consisteva nel fatto che i piloni di sostegno per il motore potevano essere più leggeri, perché non soggetti alla coppia di torsione che si genera in presenza di grandi pale in movimento, inoltre anche il rumore percepito all'interno della cabina risultava notevolmente ridotto.

Nell'agosto del 1985 GE fece funzionare il suo primo GE36 facendo girare l'unità al minimo dei giri. Verso la fine di quell'anno però un guasto alla turbina di potenza, causato da un fenomeno di risonanza di una paletta della turbina, portò ad una temporanea battuta d'arresto del programma. GE ridisegnò le palette della turbina di potenza dotandole di un sistema di smorzamento e, nell'agosto del 1986, testò i suoi motori GE36 su un Boeing 727-100 come convalida dei risultati dei test precedenti.

Cominciarono così, entro la fine del 1986, le prove sui cuscinetti, sul sistema di variazione del passo delle pale, sulle guarnizioni del motore e sulla camera di combustione.

Nel novembre del 1986 cominciò il processo di fabbricazione del secondo motore di questo tipo e fu completato nel gennaio 1987. Successivamente, a partire dal mese di aprile dello stesso anno, per le prove si utilizzò un McDonnell Douglas MD-80. La GE, con partner Snecma, avviò quindi lo sviluppo di un motore GE36 capace di fornire 80-100 kN di spinta. Nel giugno del 1989 però, soprattutto a causa della nuova discesa del prezzo del petrolio, tale progetto venne sospeso.



Fig 3.4 MD-80 con propulsore propfan

Il GE-36 venne usato per gli studi "Full Scale Technology Demonstration of a Modern Counterrotating Unducted Fan Engine Concept" condotti dalla NASA, dai quali vengono tratti i seguenti dati tecnici ad esso relativi.

Tipo	Propfan a due alberi.
Generatore di gas	Turbofan a basso rapporto di bypass, modello F404-GE-400 con massima quantità di aria trattata pari a circa 65 kg/s, massima spinta a livello del mare pari a 72 kN, rapporto spinta-peso di 8:1, consumo specifico pari a 0.086 kg/hN
Compressore e Turbine	Tre stadi di fan (indicato successivamente come compressore di bassa pressione) e sette di compressore assiali con rapporto di compressione totale pari a 26:1. Turbine di bassa ed alta pressione ad uno stadio. Il compressore di alta pressione del GE-36, a differenza di quello originale presente nell'F404 ha il primo statore a geometria variabile, ciò al fine di evitare lo stallo a bassi regimi di funzionamento
Turbina di Potenza	A bassa velocità divisa in due gruppi e direttamente connessa alle pale dell'elica. Ciascuno dei due gruppi è composto da cinque anelli con palette di turbina classiche ed uno invece composto da palette più grandi che costituiscono la base delle pale dell'elica. Non sono presenti statori, in quanto gli stessi rotori della parte controrotante agiscono da statore nei confronti degli altri e viceversa. Temperatura d'ingresso turbina: 710°C.
Sistemi di Controllo	Oltre a quelli già presenti sul motore F404 è stato aggiunto un sistema DEC (Digital Electronic Control) che provvede al controllo totale del motore monitorando la potenza del generatore di gas, la velocità del gruppo propulsore e l'angolo di attacco delle pale
Velocità dei Rotori	Gruppo di bassa pressione 13270 rpm Gruppo di alta pressione 16810
Elica	Composta da due serie da otto pale controrotanti ad alta efficienza propulsiva, derivanti da avanzati studi sia nel campo aerodinamico che meccanico. Sono costituite da un'anima in titanio ricoperto da un guscio in materiale composito. Diametro del fan 3.55m Velocità di rotazione 1393 rpm

	Rapporto mozzo-elica 0.415 Carico del disco dell'elica alla massima velocità di crociera (M 0.8 a 11000 metri): circa 700 kW/m ²)
Performance	Spinta circa 111 kN Potenza erogata circa 11000kW
Consumo specifico di carburante	In condizione di crociera 0.0236 kg/hN

3.1.1.2 Pratt & Whitney / Allison (USA)

Questa joint venture ha portato alla realizzazione del modello di motore propfan 578-DX da 70 kN di spinta che differisce dalla configurazione della GE per la presenza del riduttore di giri che trasmette il moto alle due eliche controrotanti fornite dalla Hamilton Standard. Il motore, basato su una versione modificata del generatore di gas Allison 571, volò per la prima volta su un MD-80 nel mese di aprile 1989. Benché i test confermarono bassi livelli di rumore e minor consumo di carburante rispetto a quello previsto per questo motore, nonostante anche le eliche soddisfacessero tutti i criteri di progettazione, delle 50 ore di test in volo previste ne vennero effettuate solo 20 a causa dell'interruzione del progetto.

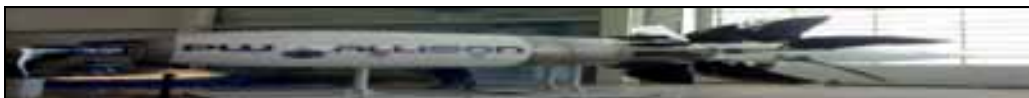


Fig 3.5 Propfan 578 DX

3.1.1.3 Rolls-Royce plc (Regno Unito)

In un programma chiamato "Aegis", Rolls-Royce plc ha raccolto gli studi condotti su fan ed eliche di tipo avanzato. Come il team Pratt & Whitney-Allison, anche Rolls-Royce ha ritenuto che l'uso di un riduttore fosse il miglior sistema per garantire alte efficienze sia all'elica che al generatore di gas.

Il risultato principale ottenuto in questo campo dalla Rolls-Royce è il motore propfan RB509.

Il design della RB509-11, nella configurazione più recente, vanta bassi costi d'acquisto, di manutenzione e bassi consumi, utilizzando un semplice compressore a dieci stadi e una turbina di potenza a tre stadi non raffreddata.



Fig 3.6 Propfan RB 509-11

Rolls-Royce, che non sembrava condividere l'entusiasmo di altre società coinvolte nella ricerca in questo campo, dichiarò alla mostra di Farnborough del 1988 che non esistevano possibilità di successo per motori con fan non intubato nel mercato dei trasporti a lungo raggio e che, anche nel corto raggio, il passaggio definitivo ai motori propfan non sarebbe avvenuto in tempi brevi. La società ha, tuttavia, continuato gli studi su diversi elementi del suo motore RB.529 "Contrafan" (BPR compreso tra 12 e 18 e una stima di TSFC del 15 per cento inferiore a quello degli attuali turbofan di grandi dimensioni).

3.1.1.4 Pratt & Whitney (USA)

Pratt & Whitney ha svolto una serie di studi sulla progettazione di motori a turboelica avanzati, tra cui il STS589, un motore da 6700-11200 kW, e il STS679 della classe dei 13000 kW. Entrambi provengono dalla Pratt & Whitney Peak Performance Propfan o P3 e usano eliche spingenti controrotanti e riduttore della Hamilton Standard.



Fig.3.7 STS-589

P&W ha, inoltre, la possibilità di scegliere tra un gran numero di generatori di gas da utilizzare nei suoi progetti di propfan a elica intubata, compreso il V2500, PW2037 e PW4000, il che permette di coprire un'ampia gamma di potenze.

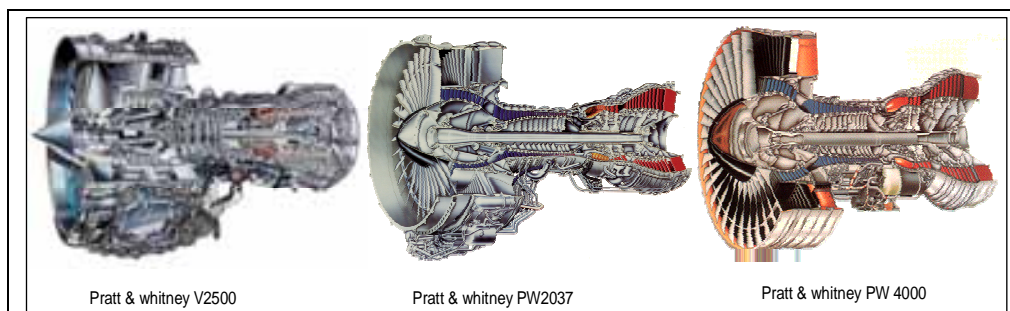


Fig 3.8 Profan a elica intubata

Pratt & Whitney, negli Stati Uniti, si era anche imposta come leader nello sviluppo delle eliche intubate ed a scopo dimostrativo ha prodotto un grande motore: "I ADP" (Advanced Ducted-Prop).

Questo si basava su un generatore di gas standard PW2000, ma utilizzava il compressore di bassa pressione dei motori Pratt & Whitney di tipo industriale. Il fan si trova subito davanti al compressore ed è mosso attraverso un riduttore (rapporto di riduzione 4:1) da 30000kW. L'elica è composta da 18 pale con passo variabile da 2.997 metri realizzate in una lega di grafite-epoxy e titanio e montate su un grande mozzo contenente il meccanismo di controllo del passo. Questo propulsore presentava un rapporto di bypass di 15:1 e, anche se inizialmente era pensato per aerei commerciali con due o quattro motori, PW valutava la possibilità di montare motori ad elica intubata su qualsiasi tipo di velivolo.



Fig 3.9 Pratt & Whitney Advanced Ducted

L'ADP ha funzionato per la prima volta nel settembre 1992, portando a termine un test di 33 ore il 10 novembre.

Durante il test il propulsore è stato spinto fino a 235,5 kN ed ha effettuato con successo la transizione per l'inversione della spinta. Durante il 1993 sono stati eseguiti altri test nella galleria del vento a bassa velocità presso il NASA Ames Research Center (Moffett Field, CA, USA) mentre nel 1995, sotto la supervisione del US Advanced Research Project Agency's Composites Affordable of Propulsion (ACP), si è passati al collaudo delle strutture in composito per la carlinga dell'ADP.

Pratt & Whitney ha presentato questo progetto insieme a diversi partner: MTU dalla Germania, che ha progettato e realizzato la LPT e adattato il LPC, Fiat-Avio dall'Italia, che ha prodotto il sistema di trasmissione e riduzione per il fan, e Hamilton Standard (Windsor Locks, CT, USA), che ha progettato e costruito la meccanismo per cambiare il passo alle pale della ventola.

La Pratt & Whitney ha, poi, abbandonato lo studio dei propfan intubati a favore del

programma PW6000/8000. L'ostacolo principale allo sviluppo è stata la realizzazione del meccanismo necessario a regolare l'angolo delle pale dell'elica, meccanismo che si è rivelato troppo pesante e poco affidabile per il servizio commerciale.

3.1.1.5 Teledyne CAE (USA)

Nei primi mesi del 1988, Teledyne CAE, a lungo produttore di piccoli motori per missili, e altri veicoli aerei senza equipaggio, ha prodotto un piccolo motore propfan per l'uso nella prossima generazione di missili cruise. Il motore, il modello 235, sviluppa tra i 0.88 e i 1.11 kN e pesa circa 68 kg.

Oltre alla GE, Allison, Pratt & Whitney, Rolls-Royce, Teledyne CAE e alla programmazione della NASA in generale, c'è una serie di nuovi studi riguardo l'evoluzione dei motori propfan.

3.1.1.6 Aerospatiale, Ratier-Figeac e ONERA (Francia)

La Francia ha avviato un progetto, Concept d'Helice pour Avion Rapide en vue d'une Meilleure Economie (CHARME), ovvero "studi sulle eliche per aerei ad alta velocità finalizzati a riduzioni economiche". Su questo programma, finanziato per 40 milioni di franchi francesi da sponsor quali DRET, DGAC, STPA, le società Aerospatiale, Ratier-Figeac e ONERA svolsero la maggior parte del lavoro, mentre in un secondo tempo gli studi furono rivolti alla ricerca ed alla progettazione nel campo dei propfan con pale controrotanti ed ONERA ha già testato, nella galleria del vento di Modane, un esemplare di un metro di diametro con 12 pale.

Comunque, guardando avanti verso motori con dimensioni più piccole, la Ratier-Figeac ha firmato un accordo nella metà del 1990 con United Technologies Hamilton standard per la produzione di una famiglia di motori con eliche più leggere, più efficienti e interamente in materiale composito capaci di generare 1500-5000 shp (1120-3729 kW) e da utilizzare su voli regionali.

3.1.1.7 FABRC (Giappone)

Il Frontier Aircraft Basic Research Center (FABRC), un gruppo di ricerca congiunto istituito da più società aerospaziali giapponesi, ha completato lo sviluppo di un nuovo motore propfan alla fine del 1990. Il motore è dotato di 18 pale divise in due file controrotanti, misura in lunghezza 3.81 metri ed ha un diametro (comprese le pale) di 2.28 metri. Contrariamente a quanto avviene nel propfan 578-DX progettato dalla P&W / Allison, i gas di scarico nella progettazione FABRC non sono diretti verso le pale ma, analogamente a quanto avviene nel progetto sviluppato dalla General Electric, escono dal retro lungo un nucleo di alluminio circondato da una scocca in composito.

3.1.1.8 ZMKB Progress (USSR / Russia)

La Russia / USSR detiene la maggior esperienza nel campo dei turboelica con pale controrotanti avendone costruiti migliaia e vantando anche il riduttore controrotante più potente mai costruito (circa 12700 kW). La ZMKB Progress (in Ucraina) ha costruito il motore propfan controrotante Lotarev D-236T, da 73.5 kN, esposto al Paris Air Show nel 1989. Questo motore è basato sul turboalbero SHP-D-136 da 8500kW e incorpora un riduttore epicicloidale che muove le due file di pale - otto in prima fila e sei nella seconda. Questo motore è stato testato, in configurazione traente, su un Ilyushin II-76 e un Yakovlev Yak-42. Una variante del D-236T, denominata D-227 avente una spinta compresa tra 78.5 e 88.25 kN, è il candidato alla propulsione di una variante del Tupolev Tu-334, rivisitata per l'utilizzo dei motori propfan.

ZMKB Progress ha testato anche una versione di questo motore da 10.440 kW a bordo di un Ilyushin II-76 al fine di utilizzarlo sul nuovo An-70T quadrimotore. Questo motore, denominato D-27, è utilizzato anche sull'Antonov An-180 da trasporto, anche questo in configurazione traente con otto pale anteriori e sei posteriori controrotanti.

3.1.1.9Antonov Aviation Complex (Ucraina)

1. D-236

Con lo scopo di creare un prototipo per lo studio dei propfan con riduttore questa società iniziò nel 1979 la progettazione del D-236.

Questo motore propfan è stato progettato sulla base del generatore di gas di un D-36, ma incorpora un riduttore di giri per muovere l'SV-36 propfan controrotante. I test al banco iniziarono nel 1985 ed i test in volo, usando un II-76, cominciarono nel 1987.

Specifiche Tecniche:

Tipo	Propfan a tre alberi
Compressori e Turbine	Compressore di bassa pressione a sei stadi con igv fissati al banco, compressore di alta pressione a sette stadi con igv variabile. Turbina di alta e di bassa pressione a singolo stadio.
Turbina di potenza	Tre stadi.
Output	Riduttore planetario a singolo stadio, con rapporto 5,67, con due alberi controrotanti in uscita, divisione di potenza 41% all'albero esterno e 59% all'albero interno, i quali muovevano un propfan di tipo SV-36. Diametro delle eliche 4,2 m con pale di materiale composito senza elementi di metallo. Elica anteriore con Otto pale, elica posteriore con sei. Velocità di rotazione al decollo 1000 rpm durante il volo in crociera 950 rpm. Al minimo a terra tra i 500 rpm e i 600 rpm. Le velocità delle eliche anteriore e posteriore vengono mantenute uguali in tutte le condizioni di volo. La massima efficienza si ha in condizioni di crociera ed è uguale a 0.87. Valori al decollo calcolati al 94% della manetta
Sistemi di controllo	Tipo D36, idromeccanico con controllo elettronico per la limitazione della temperatura dei gas e velocità di rotazione. Angolo delle pale dell'elica controllato digitalmente attraverso un backup idraulico.
Performance	Decollo (livello del mare) 8090 kW. Massima in crociera (11000 m M 0.7).
Consumo specifico di carburante	Al decollo circa 0.278 kg/hkW In crociera circa 0.216 kg/hkW

D-27

Sin dal 1985 il team di ingegneri a Zaporozhye stavano sviluppando un generatore di gas che potesse servire come "core" per un range di turboshaft, turboeliche e motori turbofan. Questo venne identificato con il numero 27 e gran parte di questi sforzi vennero applicati al D-27 propfan (D sta per Dvigadel, ovvero elica), che usava un design avanzato per le pale dell'elica. Venne progettato per aerei da trasporto che volassero ad una velocità di circa 800 km/h. In questi aerei il D-27 poteva incrementare le performance di decollo e atterraggio e, comparato con i turbofan dell'epoca, offrire una drastica riduzione del rumore ed una riduzione del consumo di carburante compresa tra il 25 ed il 30 per cento.



Veniva inoltre dichiarato un considerevole aumento della portanza delle ali (o, di conseguenza, una forte riduzione dell'area richiesta per le ali) ed una efficienza termica complessiva del 37 per cento.

Il D-27 deriva dal D-236 con importanti differenze. Partendo dal background del D-236 e dai shaft-drive derivati, il generatore di gas è stato testato abbondantemente oltre 15 anni e nel 1992 per la prima volta una versione completa del propulsore D-27 era pronta per i test al banco.

AEREI EQUIPAGGIATI CON PROPULSORE D-27:

An-70

Il D-27 si trova alla base della progettazione di tutte le versioni del pesante Antonov An-70.

Lo sviluppo di questo aereo venne lanciato nel 1988 e il suo primo prototipo cominciò a volare il 16 dicembre 1994. Il 10 febbraio 1995 sfortunatamente questo aereo venne distrutto a seguito di una collisione a mezz'aria con un aereo utilizzato per scattare le foto che lo stava scortando. Un secondo prototipo dell'An-70 fu nuovamente pronto per i test in volo solo il 24 aprile 1997.

Singolare è la storia di questo aereo che ha subito ben 382 incidenti, compresi 52 spegnimenti di motori, durante la sua breve vita, solo 386 ore di volo. An-70 con propulsore D-27



Fig 3.10 An-70

An-180

Gli uffici della Antonov decisero di progettare una differente e non convenzionale installazione per due motori D-27 in configurazione traente per questo aereo passeggeri da 150/200 posti. Ognuno dei due motori era montato all'estremità del piano di coda orizzontale dell'aereo. Purtroppo non vennero mai stanziati fondi per costruire un prototipo di questo aereo.



Fig 3.11 An-180

Be-42

Conosciuto anche come A-45 per la propulsione a turbofan questo anfibio multiruolo montava, in questa configurazione, due D-27 installati all'estremità del supporto motori sopra l'ala; in questo caso veniva fornita una potenza al decollo pari a 10291kW.

Yak-42-2

Di progettazione russa e non ucraina prevedeva l'utilizzo di due motori D-27 in configurazione spingente montati su dei corti piloni nella parte posteriore della fusoliera. Questa soluzione avrebbe dovuto aumentare l'efficienza propulsiva di circa l'8% comparata con la configurazione spingente.

Yak-46

Questo aereo da 150 posti venne progettato nei tardi anni 80 per essere spinto dal D-627. Dopo il 2001 questi vennero rimpiazzati da due motori derivati dal D-27, ma con due eliche controrotanti da 3.8 m. (117.6 kN di spinta al decollo).

A400M

Il D-27 avrebbe dovuto equipaggiare anche l'Airbus Military Co A400M, poiché non esisteva nei paesi occidentali un motore che potesse andare bene. Ma, a causa di scelte puramente politiche, non venne mai usato tale motore su questo aereo.

Specifiche tecniche D-27:

Tipo	Propfan a tre alberi
Presenza d'aria	Presenza d'aria diretta, disposta in modo anulare intorno al riduttore di giri
Elica	<p>L'elica del D-27 è del tipo SV-27, aperte (non intubate) e controrotanti, con un diametro di 4,5m ed un peso di 1095kg. L'elica anteriore ha otto pale ed assorbe la maggior parte della potenza, fornendo anche la maggior parte della spinta. L'elica posteriore ha sei pale.</p> <p>Comparata con la vecchia generazione di eliche SV-36, le pale dell' SV-37 sono fatte di un materiale composito avanzato, con una significativa riduzione del rapporto tra spessore e corda e con una pronunciata piegatura a scimitarra del bordo d'entrata, provvisto di bande elettriche per evitare la formazione di ghiaccio e di una</p>

	<p>copertura a nti corrosione.</p> <p>Tutti ciò ha permesso di ottenere una migliore efficienza alle alte velocità di crociera (circa 0.9) ed un miglioramento anche nel campo acustico</p>
Velocità di rotazione	<p>Al decollo 1000 rpm</p> <p>In crociera 850 rpm</p>
Compressore di bassa pressione	<p>Assiale cinque stadi con igv e pale dello statore variabili nei primi due stadi.</p> <p>Massa trattata al decollo 27,4 kg/s</p> <p>Rapporto di compressione 5,5</p>
Compressore di alta pressione	<p>Misto assiale e centrifugo, con due stadi assiali e uno centrifugo.</p> <p>Rapporto di pressione 5.5</p>
Camera di combustione	Anulare
Turbina di alta pressione	<p>Singolo stadio con palette syngol cristal raffreddate. Massima temperatura 1367°C</p> <p>Rapporto di espansione 2.68</p>
Turbina di bassa pressione	Singolo stadio con palette single crystal raffreddate
Turbina di Potenza	Quattro stadi che tramite un lungo albero muovono il riduttore di giri
Ugello	Singolo ugello fisso
Performance	<p>Potenza al decollo 10440kW, in volo alla massima velocità (11000m, M=0.7) 5033kW e 119,1 kN di spinta</p>
Consumi	<p>Al decollo 0.127 kg/hkW</p> <p>Alla massima velocità di crociera 0.097 kg/hkW</p>
Tempo stimato di vita	18000h

3.1.1.10 Kuznetsov (Russia)

KUZNETSOV SERIE NK

Questa serie di motori ha rappresentato per più di mezzo secolo i turboelica più potenti al mondo. La storia comincia con il progetto del kuznetsov TV-022 nel 1947 da parte di un team composto quasi esclusivamente da prigionieri tedeschi, che nel 1949 portarono in volo il primo TV-2.

Accoppiando due di questi motori ad un unico riduttore venne prodotto il 2TV-2F, capace di erogare 9200 kW. Con quattro di questi motori venne fatto volare il prototipo del bombardiere strategico Tupolev 95-1 che, sfortunatamente, precipitò proprio a causa di un incendio a un motore. Scampati fortunatamente alla condanna, i tecnici dovettero progettare, in tempi brevissimi, un nuovo propulsore capace di rimpiazzare il 2TV-2F ed è così che nacque uno dei più importanti motori della storia.

Il TV-12, modello successivo, nacque come prototipo e nel 1953 venne testato in volo con due eliche AV-60 controrotanti, ognuna delle quali dotata di quattro pale con un diametro di 5.6 m.

NK-12

Costruito solo in pre-produzione era un motore con potenza massima stimata sui 9200kW al suolo ed in crociera, a 11000 m e ad una velocità di M 0.68, di 4778 kW.



Fig 3.12 NK 12

Anche questo motore era provvisto delle due eliche AV-60 che offrivano una spinta statica al livello del mare di 88.3 kN. Questo motore venne usato nel 1955 per sostituire quelli inizialmente destinati al bombardiere Tupolev 95-1. TBO (tempo trascorso tra una manutenzione e l'altra) di 150 ore.

NK-12M

Prodotto in serie dalla UMPO e Motorostroitel, aveva al decollo una spinta di 94.2 kN ed una potenza di 11025 kW, montava 2 eliche controrotanti AV-60K di 5.6 m di diametro e 1190 kg di peso che in crociera giravano a 730 rpm. TBO 300 ore.

NK-12MV

Motore uguale al NK-12M dotato di eliche AV-60N che avevano un sistema di autofeather. Vita stimata di 5000 ore.

NK-12MA

Capace di offrire una potenza in crociera (a 10000 m e M 0.56) di 5940 kW, venne equipaggiato con eliche controrotanti AV-90 da 6.2 m di diametro, che girando a 730 rpm al decollo generavano una spinta di 145.1 kN. Entrato in produzione nel 1966 garantiva una vita operativa di 4500 ore.

NK-12MP

Con prestazioni uguali all' NK-12MV garantiva però una vita operativa e periodi di TBO più lunghi.

NK-12MK

Stesse prestazioni al decollo ma migliorate quelle in crociera portando la potenza erogata a 7828 kW, anche questo monta la stessa elica del NK-12MA da 6.2 metri.

Specifiche Tecniche:

TIPO	Turboelica a singolo albero che muove due eliche coassiali controrotanti.
PRESA D'ARIA	Anulare in alluminio attorno al riduttore di giri centrale. I cuscinetti e le eliche erano retti attraverso sei montanti radiali.
COMPRESSORE	COMPRESSORE Assiale a 14 stadi con grandi valvole blow-off controllabili usati soprattutto durante la partenza. Tutti gli statori sono ad incidenza fissa. Massa d'aria trattata 8300 rpm (NK-12MV) 55.8 kg/s Rapporto di pressione a livello del mare: NK-12: 9.5, NK-12MA: 9.3 NK-12MV: 9.7,

	in quota, gestito dalle valvole blow-off, tra 9.5 e 13.
CAMERA DI COMBUSTIONE	Di tipo anulare.
TURBINA	Cinque stadi, temperatura in ingresso: NK-12: 977°C, NK-12MA: 1037°C, NK-12MV; 1060°C.
SCARICO	Con sei piloni radiali che reggono i cuscinetti principali posteriori. Generalmente diviso in due per permettere l'uscita dei gas di scarico su entrambe i lati del guscio motore.
OUTPUT	Albero singolo dalla parte anteriore del compressore che porta il moto al riduttore a doppio planetario con rapporto di 0.09. Questo ha come uscita due alberi concentrici che muovono le 2 eliche controrotanti indipendenti.
SISTEMA DI CONTROLLO	Idromeccanico che mantiene costante la velocità a 8300 rpm. La potenza d'uscita viene variata mediante un sistema elettronico che agisce sull'afflusso di carburante ed il passo delle eliche.
CONSUMI SPECIFICI	Al decollo: NK-12: 0.302 kg/h kW f NK-12 M, MA, MV, MP: 0,282 kg/h kW In crociera (11000 m a M 0.68): NK-12: 0.221 kg/h kW NK-12 M, MA, MV: 0.212 kg/h kW NK-12 MV: 0.216 kg/h kW NK-12 MP: 0.223 kg/h kW

NK-62

Negli anni '70 gli ingegneri di Kuznetsov lavorarono a numerosi progetti di grandi motori che potessero offrire un'alta efficienza propulsiva. Uno dei pochi che raggiunse lo stadio di motore completo per i test fu il turboelica NK-62.

Questo resta il più potente turboelica mai costruito.

Dal dicembre del 1982 fino al 1990, compì due test da 100 ore ognuno. Montava due eliche controrotanti da quattro pale con un diametro di 4.7 m.

Nel 1985, di questo motore si cercò di svilupparne una versione migliorata che potesse offrire una spinta al decollo di 285.2 kN e un consumo specifico in crociera di 0.046 kg/h N con peso stimato a secco di 4850 kg. Nel 1989 questo progetto venne abbandonato e i progressi vennero trasferiti sul NK-93 e NK-110.

Specifiche Tecniche:

TIPO	Turboelica a tre alberi
PRESA D'ARIA	Anulare a geometria fissa intorno al riduttore di giri.
LP COMPRESSORE	Due stadi di fan ed un solo stadio di compressore.
IP COMPRESSORE	Cinque stadi.
HP COMPRESSORE	Sette stadi.
COMBUSTIONE:	Anulare.
HP TURBINA	Singolo stadio.
IP TURBINA	Singolo stadio.
LP TURBINA	Tre stadi.
PERFORMANCE	Decollo 245 kN, in crociera (11000 m e M 0.75) 44.1 kN.
CONSUMO SPECIFICO	Al decollo 0.029 kg/h N in crociera 0.049 kg/h N

NK-110

Nel 1980 lo staff tecnico Kuznetsov cominciò a pensare ad un nuovo turboelica con configurazione spingente. Il concetto era quello di un generatore di gas che potesse fornire la spinta ad una turbina di bassa pressione ed al sistema di eliche spingenti montate dietro di essa. Le parti del generatore di gas erano in gran parte nuove e vennero testate a partire dal Dicembre 1988. Non venne però poi speso altro denaro per continuare i test e certificare questo propulsore.

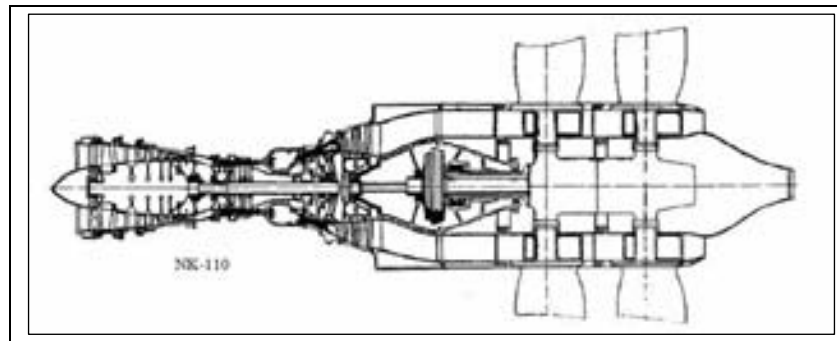


Fig. 3.13 NK-110

Specifiche Tecniche:

TIPO	Turboelica a tre alberi
LP COMPRESSORE	Sette stadi con IGV variabile
HP COMPRESSORE	Nove stadi con IGV variabile.
CAMERA DI COMBUSTIONE	Con anelli di bruciatori principali e di crociera.
HP TURBINA	Singolo stadio con pale single-crystal.
LP TURBINA	Singolo stadio
TURBINA DI POTENZA	Tre stadi.
SCARICO	Ugello di grande diametro anulare che circondava il riduttore di giri ed i mozzi delle eliche.
ELICHE	Controrotanti a quattro pale da 4.7 di diametro munite alla base di speciali estensioni con profili aerodinamico in materiale refrattario.
PESO	Senza elica 2300 kg.
PERFORMANCE	Al decollo spinta di 176.5 kN e potenza di 15883 kW, in crociera (11000 m e M 0.75) 47.64 kN.
CONSUMO SPECIFICO	Al decollo 0.0193 kg/h N in crociera circa 0.0449 kg/h N

NK-93

Sotto la guida del progettista Valentin Anisimov gli sforzi vennero concentrati sul più piccolo NK-93 (inizialmente in collaborazione con il progetto militare del NK-92). Gli obiettivi iniziali di questo progetto erano quelli di creare un propulsore con alto rapporto di bypass per aerei subsonici con spinta di 175 kN ed un consumo massimo in crociera di 0.049 kg/h N.

L'NK-93 è un modello di propfan intubato a tre alberi con due eliche controrotanti a

passo variabile (CRISP "counter-rotating integrated shrouded propeller") – quella anteriore ruota in senso orario e quella posteriore in senso antiorario. Sono mosse da alberi diversi provenienti dal riduttore planetario a sette satelliti capace di reggere fino a 22350 kW.

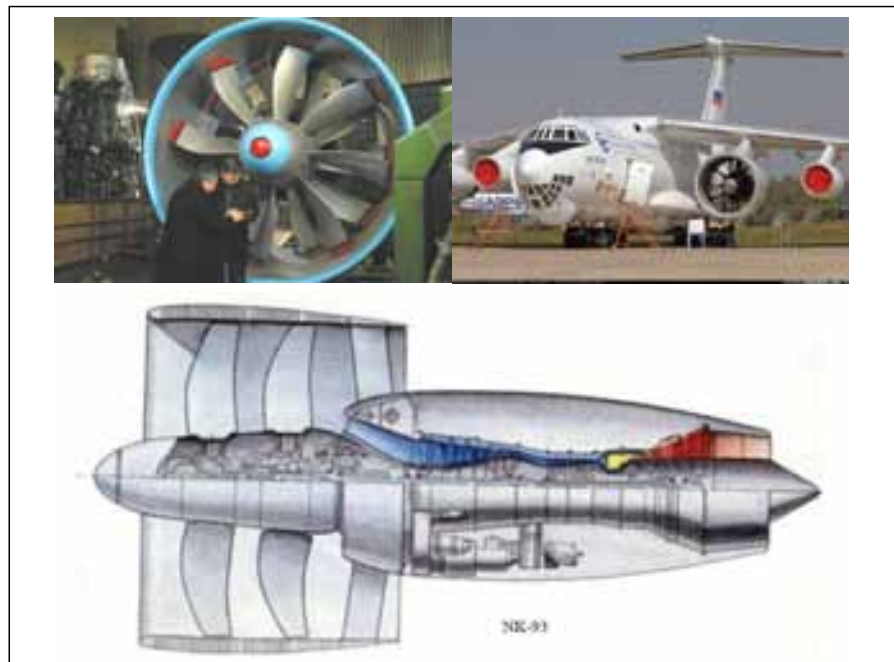


fig 3.14 NK-93

Il generatore di gas, che fornisce l'energia al propfan, contribuisce solo in minima parte alla spinta totale poiché circa l'87 per cento della spinta viene dalle eliche.

Proprio sulla costruzione del riduttore si incontrarono i maggiori problemi in quanto a causa delle sue dimensioni risultava difficile ottenere una adeguata longevità dei cuscinetti, un'efficiente distribuzione dell'olio e la necessaria resistenza dei denti.

Una volta risolti questi problemi si poté costruire il riduttore progettato per 20000 ore di lavoro con 7500 ore di operatività tra una revisione e l'altra.

Il primo NK-93 completo girò per la prima volta nel mese d'agosto del 1991 e dalla metà del 1992 vennero costruiti altri cinque motori per completare il set di test, che già nel 1997 superarono le 10000 ore.

La spinta di 175 kN era stata raggiunta ed il consumo specifico era stato portato a 0.0239 kg/h N, ovvero circa la metà di quello inizialmente richiesto.

Vennero inoltre organizzati test all'interno della camera barometrica del TCIAM Central Aviation Motors Institute a Turayev per studiare il comportamento del propulsore nelle diverse fasi di volo.

Nel 2001 vennero ultimati i collaudi e venne avviata la produzione di una prima serie di prototipi (15 previsti) da parte della KMPO. La prova finale di questo propulsore fu effettuata presso l'istituto di ricerca di Zhukovskiy (nei pressi di Mosca), a bordo di un II-76LL "flying laboratory", che, volando per circa 50 ore, ne ha dimostrato l'affidabilità, nonché le caratteristiche relative a rumore, consumi ed emissioni migliori dei suoi antagonisti. L'utilizzo del NK-93 era previsto per aerei da medio e lungo raggio.

Specifiche Tecniche:

TIPO	CRISP a tre alberi.
VELOCITA' DEGLI ALBERI	1580 rpm, 11270 rpm, 14480 rpm.
LP COMPRESSORE	Sette stadi
HP COMPRESSORE	Otto stadi.
RAPPORTO DI COMPRESSIONE TOTALE	37.0.
CAMERA DI COMBUSTIONE	Anulare.
HP TURBINA	Sette stadi
LP TURBINA	Singolo stadio
TURBINA DI POTENZA	Tre stadi.
TEMPERATURA INGRESSO IN TURBINA	1700° C
BPR	16.6
MASSA D'ARIA TRATTATA	976 kg/s
RAPPORTO DI COMPRESSIONE DEL FAN	1
ELICHE	Due controrotanti da 2.9 metri di diametro, con otto pale in quella anteriore e dieci in quella posteriore; ogni pala ha una larghezza di circa 105 mm.
PESO	3650 kg
PERFORMANCE	Al decollo spinta di 200 kN, in crociera di 176.5 kN, inversione di spinta di 37 kN.
CONSUMO SPECIFICO	consumo specifico 0.0239 kg/hN

3.1.1.11NASA**PTA**

Fu progettato, per conto della NASA, con l'obiettivo di ottenere dati fondamentali in condizioni statiche riguardanti il sistema propfan e suoi sottosistemi, prima dell'inizio dei test in volo del programma "Propfan Test Assessment".

Al fine di raggiungere questi obiettivi nel test vennero valutati i seguenti aspetti:

- funzionamento totale del sistema di propulsione propfan
- integrità strutturale del motore
- stabilità e sicurezza operativa
- caratteristiche del rumore in condizioni statiche di tutto il gruppo propulsivo
- vibrazioni del sistema
- performance del propulsore a livello del mare
- valutazione delle nuove pale modificate
- condizioni all'interno di un ciclo di volo simulato

Specifiche Tecniche:

TIPO	Propfan a due alberi
GENERATORE DI GAS	Allison 501-M78B, versione modificata dal modello 570, motore industriale, capace di erogare continuamente 2237 kW a Mach 0.8 a 10668 metri e 4474 kW per brevi tempi al livello del mare. Massa d'aria trattata: 18.96 kg/s
COMPRESSORE E TURBINE	Compressore a 13 stadi assiale con igv e cinque stadi di statore a geometria variabile. Rapporto di compressione:12.1:1 Turbina di alta pressione a due stadi con case progettato per contenere la rottura di una singola paletta di turbina. Per minimizzare i danni in caso di rottura, nel progetto è previsto un sistema di rottura sequenziale delle palette finalizzato al blocco del rotore.
TURBINA DI POTENZA	A due stadi con temperatura di ingresso pari a 808° C.
RIDUTTORE	E' una versione modificata dell'Allison T-56 a

	due stadi con rapporto di riduzione totale di 6.797:1 (quando la turbina di potenza gira al 100 per cento della velocità, ovvero 11500 rpm, l'albero dell'elica ruota a 1692 rpm)
SISTEMI DI CONTROLLO	Basati sul modello XT701 originariamente progettato per i turboalbero di elicotteri a più motori. Non è presente però un sistema di controllo coordinato tra elica e motore, ciascuno è controllato separatamente.
ELICA	Modello SR-7L della Hamilton Standard derivato dal progetto Large-Scale Advanced Propfan a otto pale in configurazione traente da 2.74 metri di diametro capaci di generare fino a 4476 kW a 1698 rpm. Le pale sono formate da un'anima in alluminio racchiuse in un guscio in fibra di vetro con una guaina in nichel che protegge il bordo di entrata. Le rimanenti cavità interne sono riempite con una schiuma rigida a bassa densità. Le pale hanno le tip piegate a 45° e sono progettate con pre-deflessione, in modo da assumere la forma aerodinamica voluta in condizioni di crociera. Gran parte della strumentazione per il controllo delle pale risiede nell'ogiva, tra cui anche il sistema per il controllo e cambio del passo (una versione modificata dell'unità a controllo idromeccanico 54H60) Carico del disco dell'elica: circa 641.2 kW/m ² .
RAPPORTO COMPRESSIONE DELL'ELICA	1.07
UGELLO	Progettato per abbattere il suono di circa 15 dB
PERFORMANCE	La spinta misurata durante i test è del 10-20% inferiore rispetto a quella attesa dal motore in volo.
CONSUMO SPECIFICO DI CARBURANTE	Misurato durante i test alla massima potenza e

velocità di rotazione 0.29 kg/hkW



Fig 3.15 PTA NASA

APET

Sviluppato all'interno del programma Advanced Propfan Engine Technology, questo motore si pone come modello base per la propulsione di una vasta gamma di aerei (da 25 a 100 passeggeri), potendo offrire un range di potenza che va dai 4000 kW agli 8200kW.

La progettazione del propulsore si basa sullo studio delle caratteristiche dei turbo fan ad alto rapporto di bypass (V2500), dell' unducted fan della General Electric, dei motori CRISP e del propfan 578-DX della Pratt& Whitney- Allison e, inoltre, sui risultati ottenuti durante i test in galleria del vento su vari tipi e configurazioni di eliche.

La scelta è quindi ricaduta su un motore non intubato con eliche controrotanti in configurazione spingente con riduttore.

Specifiche Tecniche:

TIPO	Propfan a tre alberi
GENERATORE DI GAS	Modello PD436-11 sviluppato dalla NASA in collaborazione con Allison.
Massa d'aria trattata	al decollo: circa 21.1 kg/s in crociera: circa 24.6 kg/s
LP COMPRESSORE	Assiale a sei stadi di cui il primo con igv

	<p>variabile.</p> <p>Rendimento adiabatico: 0.867</p> <p>Rendimento politropico: 0.9</p> <p>Rapporto di compressione:</p> <p>al decollo: 7.86</p> <p>in crociera: 8.55</p>
HP COMPRESSORE	<p>Assiale a sette stadi di cui il primo con igv variabile.</p> <p>Rendimento adiabatico: 0.857</p> <p>Rendimento politropico: 0.88</p> <p>Rapporto di compressione:</p> <p>al decollo: 7.86</p> <p>in crociera: 3.5</p>
TURBINE	<p>Turbina di alta e bassa pressione a singolo stadio con palette raffreddate ad aria.</p> <p>Temperatura d'ingresso nella HPT:</p> <p>al decollo: 1371° C</p> <p>in crociera: 1204° C</p> <p>Rendimento HPT: 0.87</p> <p>Rendimento LPT: 0.882</p>
TURBINA DI POTENZA	Assiale a tre stadi
CAMERA DI COMBUSTIONE	<p>Assiale con un diffusore che costringe il flusso proveniente dal compressore ad una deviazione di 180° prima dell'ingresso nella camera di combustione. Ciò permette di alimentare il combustore con dell'aria avente una velocità più bassa e una pressione statica maggiore.</p> <p>Temperatura d'ingresso: 844° C</p> <p>Rendimento pneumatico: 0.95</p> <p>Rapporto combustibile/aria:</p> <p>al decollo: 0.0243</p> <p>in crociera: 0.0208</p>
VELOCITA' DEGLI ALBERI	<p>Gruppo di alta pressione: 2700 rpm.</p> <p>Gruppo di bassa pressione: 17500 rpm.</p> <p>Turbina di potenza: 10750 rpm.</p>
RIDUTTORE	Rapporto di riduzione 8.1:1
ELICA	Composta da due serie da sei pale controrotanti

	<p>con le tip piegate all'indietro di 40°.</p> <p>Diametro del fan: 4.37 m</p> <p>Velocità delle tip: 228.6 m/s</p> <p>Velocità di rotazione: 1330 rpm</p> <p>Rapporto guscio motore-elica: 0.25</p> <p>Peso: 1006 kg</p>
SCARICO	<p>Anulare posto prima delle eliche.</p> <p>Questa scelta permette ai gas di scarico di passare all'esterno del riduttore senza però incrementare il diametro del guscio che lo racchiude.</p> <p>Area di scarico: 0.23 m²</p>
CONSUMO SPECIFICO DI CARBURANTE	<p>Al decollo: 0.361 kg/h kW</p> <p>In condizioni di crociera: 0.302 kg/h kW</p>

3.2 Dream (validation of Radical engine architecture systems) e gli studi effettuati da Avio sull'Open Rotor Contro- Rotante.

Il consorzio DREAM, guidato da Rolls-Royce e composto da 44 partner di 13 paesi, tra cui figurano SNECMA, CIAM, AVIO, AIRBUS VOLVO-AERO, POLITO e UNIFI fornisce le migliori competenze e capacità da parte dell'industria aeronautica europea e Russa.

Il progetto DREAM è la risposta della comunità motoristica alle pressioni commerciali e ambientali che sono avvenute principalmente come risultato dei seguenti due fattori principali:

1. Pressione politica per ridurre le emissioni di CO₂ aumentata notevolmente dopo la pubblicazione degli obiettivi ACARE.
2. Aumento del costo del Jet A-1 di carburante. Questo è passato da poco più di 320 dollari per tonnellata nel gennaio del 2004 a circa 900 dollari per tonnellata nel novembre 2007.

DREAM ha individuato nella configurazione contro-rotante open rotor le potenziali tecnologie necessarie per raggiungere i livelli di miglioramento delle prestazioni del motore necessarie a contrastare tali pressioni.

I motori open rotor sono più efficienti dei tradizionali turbofan ad alto rapporto di bypass, tuttavia sono più rumorosi di motori turbofan equivalenti quindi è necessario fornire soluzioni che soddisfino le attuali e future richieste di rumore ammissibile.

Il progetto DREAM è un progetto di concept design grazie al quale è stato possibile da parte dei vari partner studiare la fattibilità di un'architettura così innovativa che si presenta con nuove sfide dal punto di vista aerodinamico, meccanico, strutturale e in più con nuovi componenti, non presenti nelle convenzionali turbine di bassa pressione quali le pale controrotanti vincolate al tip e il drum. Nelle configurazioni tradizionali il casing non ruota e la presenza delle due struts con importante funzione strutturale, sostengono i tamburi e trasmettono il moto.

Queste tecnologie risulteranno utili per portare ad un livello più alto il TRL (technologies readiness level) nel campo di applicazione di Clean Sky JTI.

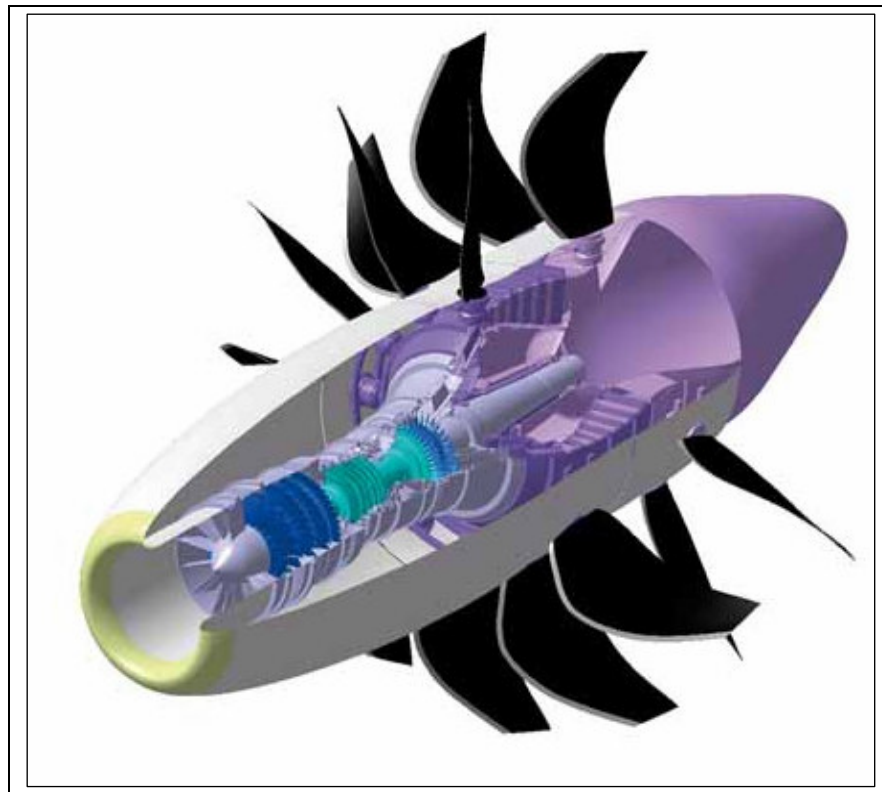


Fig 3.16 spaccato Open Rotor

Il TRL è una misura utilizzata da alcuni enti governativi degli Stati Uniti e dalle maggiori agenzie del mondo per valutare la maturità delle tecnologie in evoluzione (materiali, componenti, periferiche, etc) prima di incorporare la tecnologia in un sistema o sottosistema. In generale, una tecnologia appena studiata o concettualizzata, non è adatta per l'applicazione immediata, e quindi viene sottoposta a sperimentazione, perfezionamento, e prove sempre più vicine alla reale applicazione. Una volta che la tecnologia è sufficientemente provata, il componente può essere incorporato in un sistema / sottosistema.

Le diverse agenzie utilizza per la classificazione del TRL diverse definizioni anche se tutte fra loro simili.

Come esempio riportiamo quelle utilizzate dal DoD (Dipartimento della Difesa).

Technology Readiness Levels in the Department of Defense (DoD)
(Source: DoD (2006), *Defense Acquisition Guidebook*)

Technology Readiness Level	Description
1. Basic principles observed and reported	Lowest level of technology readiness. Scientific research begins to be translated into applied research and development. Example might include paper studies of a technology's basic properties.
2. Technology concept and/or application formulated	Invention begins. Once basic principles are observed, practical applications can be invented. The application is speculative and there is no proof or detailed analysis to support the assumption. Examples are still limited to paper studies.
3. Analytical and experimental critical function and/or characteristic proof of concept	Active research and development is initiated. This includes analytical studies and laboratory studies to physically validate analytical predictions of separate elements of the technology. Examples include components that are not yet integrated or representative.
4. Component and/or breadboard validation in laboratory environment	Basic technological components are integrated to establish that the pieces will work together. This is "low fidelity" compared to the eventual system. Examples include integration of "ad hoc" hardware in a laboratory.
5. Component and/or breadboard validation in relevant environment	Fidelity of breadboard technology increases significantly. The basic technological components are integrated with reasonably realistic supporting elements so that the technology can be tested in a simulated environment. Examples include "high fidelity" laboratory integration of components.
6. System/subsystem model or prototype demonstration in a relevant environment	Representative model or prototype system, which is well beyond the breadboard tested for TRL 5, is tested in a relevant environment. Represents a major step up in a technology's demonstrated readiness. Examples include testing a prototype in a high fidelity laboratory environment or in simulated operational environment.
7. System prototype demonstration in an operational environment	Prototype near or at planned operational system. Represents a major step up from TRL 6, requiring the demonstration of an actual system prototype in an operational environment, such as in an aircraft, vehicle or space. Examples include testing the prototype in a test bed aircraft.
8. Actual system completed and "flight qualified" through test and demonstration	Technology has been proven to work in its final form and under expected conditions. In almost all cases, this TRL represents the end of true system development. Examples include developmental test and evaluation of the system in its intended weapon system to determine if it meets design specifications.
9. Actual system "flight proven" through successful mission operations	Actual application of the technology in its final form and under mission conditions, such as those encountered in operational test and evaluation. In almost all cases, this is the end of the last "bug fixing" aspects of true system development. Examples include using the system under operational mission conditions.

fig 3.17 TRL del dipartimento della difesa

3.2.1 SNECMA e DREAM

All'interno del progetto Dream Snecma è il responsabile Engine, che si occupa di integrare all'interno del motore i concetti sviluppati in Dream a livello velivolo per migliorarne le prestazioni.

Inoltre approfittando della sua esperienza nello sviluppo GE36 negli anni 80, e dei suoi studi di motore CRTF in VITAL guiderà i suoi partner nella progettazione di pale open.

Saranno utili i dati forniti da Avio sulla turbina controrotante, da Techspace Aero sul compressore di bassa pressione e da GE Aviation System per il sistema di controllo Pitch.

3.2.1.1 Analisi Aerodinamica

All'interno del dipartimento di Ricerca e Sviluppo di Avio in collaborazione con l'ente di progettazione turbine è stato sviluppato il design preliminare della turbina di bassa pressione vaneless da introdurre nel progetto Dream per il motore Open Rotor.

Poiché il core engine era già stato definito da parte di Snecma, ci sono stati forniti i dati ciclo e tutti gli ingombri geometrici da rispettare.

Per il design è stata seguita la metodologia descritta nel capitolo 1, iniziando l'analisi con i dati ciclo e i vincoli geometrici da imporre al tool di progettazione e ottimizzazione multidisciplinare, che ha fornito attraverso i vari step guidati dal team aerodinamico, la cross section limitatamente al flow-path, triangoli di velocità, posizionamento sul diagramma di Smith e tutti i dati del flusso sulla linea media (pressioni, temperature, angoli velocità mach, ecc) della configurazione ottimale ovvero quella che rispetta il miglior compromesso tra i requisiti di aerodinamica, peso acustica ed altri imposti dal progettista.

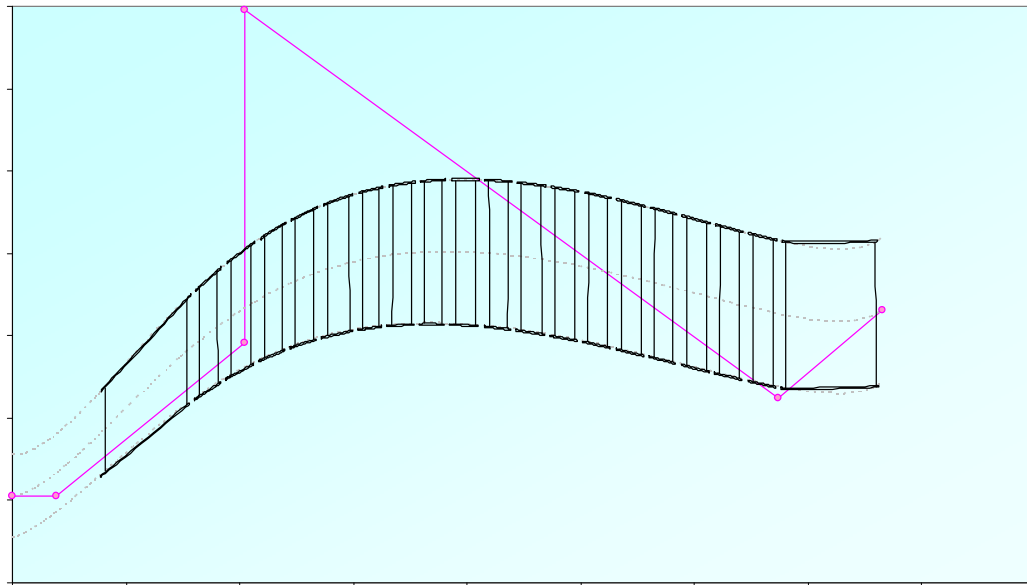


Fig.3.18 Flow-path della Crt senza unità di misura per riservatezza aziendale

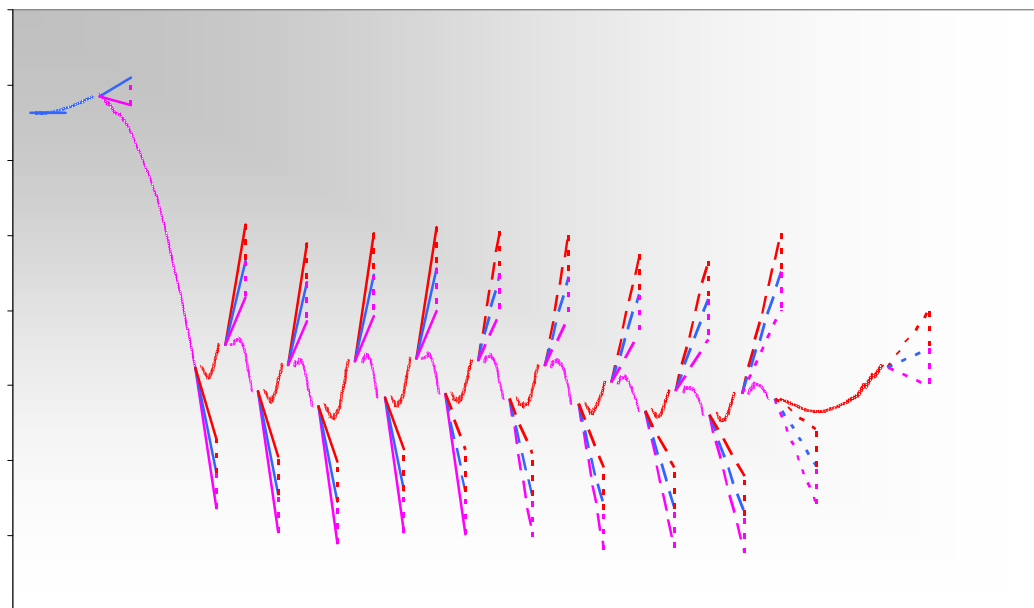


Fig 3.19 Triangoli di velocità senza scale per riservatezza aziendale

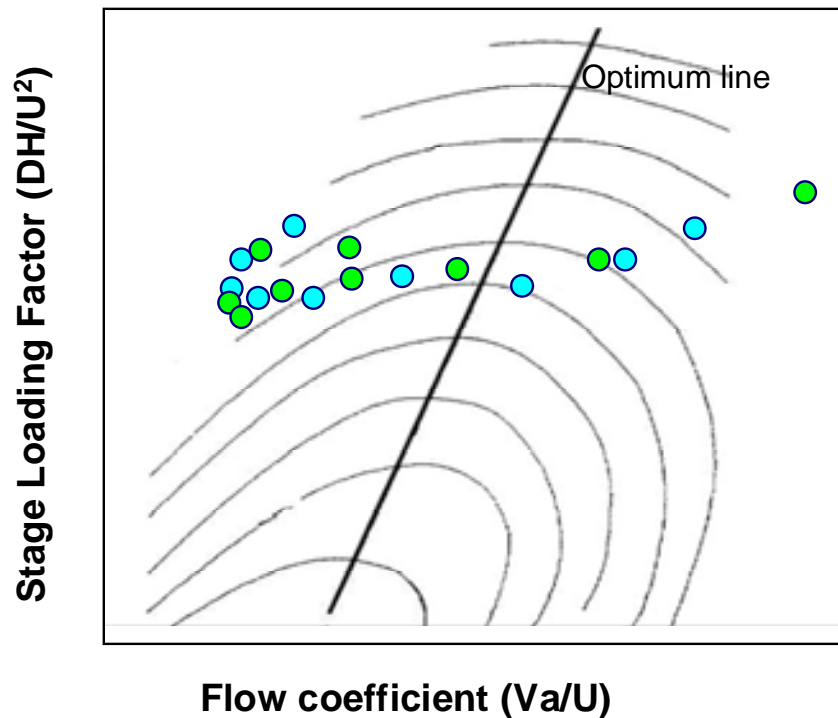


Fig 3.20 Rappresentazione sul diagramma di Smith.

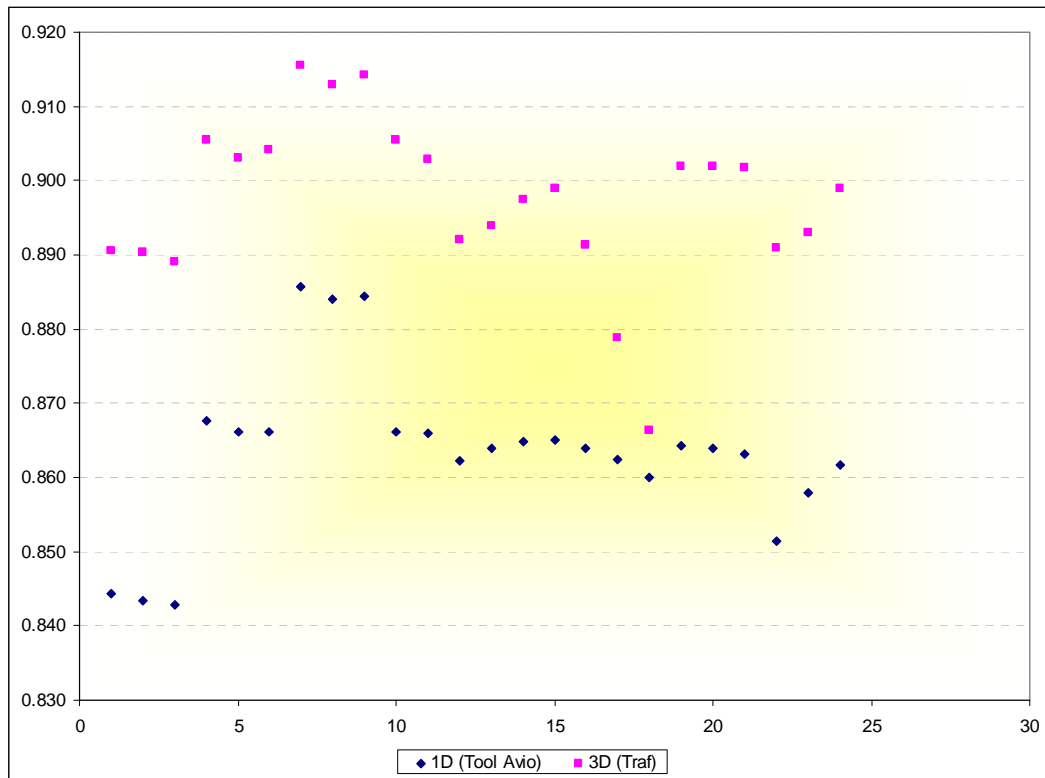
Anche se nelle immagini non ci sono riferimenti numerici (per riservatezza aziendale) possiamo comunque trarre delle informazioni importanti riguardanti la buona progettazione di questa turbina.

Sia dalla cross section che dai triangoli di velocità si vede come questa sia ben bilanciata, e dal diagramma di Smith vediamo che i rotori sono tutti posizionati nella stessa zona, quindi tutti lavoreranno nelle stesse condizioni, requisito molto importante come è stato evidenziato nel paragrafo 1.2.1.

Per un design più completo e per la validazione di una configurazione robusta è stata fatta un'analisi di sensitività riguardante diversi parametri quali la velocità di rotazione, sia come valore assoluto, che come rapporto fra i due valori, il numero di stadi, l'angolo di ingresso e uscita, la coppia sviluppata dai due rotori.

Queste analisi sono state effettuate sia a livello monodimensionale, che attraverso un calcolo CFD effettuato con il codice Traf.

Il primo risultato da evidenziare (vedi grafico in fig 3.21a), anche come convalida del tool che viene utilizzato per il design monodimensionale, è la buona corrispondenza tra i risultati monodimensionali e tridimensionali.



a)

Configurazione	rpm	angolo di uscita	rpm1/rpm2	torque1/torque2	eta1D	eta3D
1	-10%	base	1	1	84,44%	89,06%
2	-10%	base+6 deg	1	1	84,34%	89,04%
3	-10%	base+12 deg	1	1	84,29%	88,91%
4(base)	base	base	1	1	86,76%	90,55%
5	base	base+6 deg	1	1	86,62%	90,30%
6	base	base+12 deg	1	1	86,62%	90,41%
7	+10%	base	1	1	88,56%	91,56%
8	+10%	base+6 deg	1	1	88,40%	91,30%
9	+10%	base+12 deg	1	1	88,44%	91,42%
10	base	base+6 deg	1	1	86,62%	90,54%
11	base	base+6 deg	1	1	86,60%	90,29%
12	base	base+6 deg	1	1	86,23%	89,20%
13	base	base	1	0,95	86,39%	89,40%
14	base	base+6 deg	1	0,95	86,49%	89,75%
15	base	base+12 deg	1	0,95	86,50%	89,89%
16	base	base	1	1	86,40%	89,14%
17	base	base+6 deg	1	1	86,24%	87,88%
18	base	base+12 deg	1	1	86,00%	86,63%
19	base	base	0,95	1	86,42%	90,20%
20	base	base+6 deg	0,95	1	86,39%	90,19%
21	base	base+12 deg	0,95	1	86,32%	90,17%
22	base	base	1,05	0,95	85,14%	89,10%
23	base	base+6 deg	1,05	0,95	85,80%	89,30%
24	base	base+12 deg	1,05	0,95	86,16%	89,90%

b)

Fig 3.21 Confronto fra le efficienze delle configurazioni analizzate sia con il tool monodimensionale che attraverso l'analisi CFD in a) è riportato il grafico e in b) i dati relativi alle 24 configurazioni analizzate.

Da un'osservazione della cross section sotto riportata si evince come una prima analisi di sensitività sia stata effettuata sul valore di velocità di rotazione.

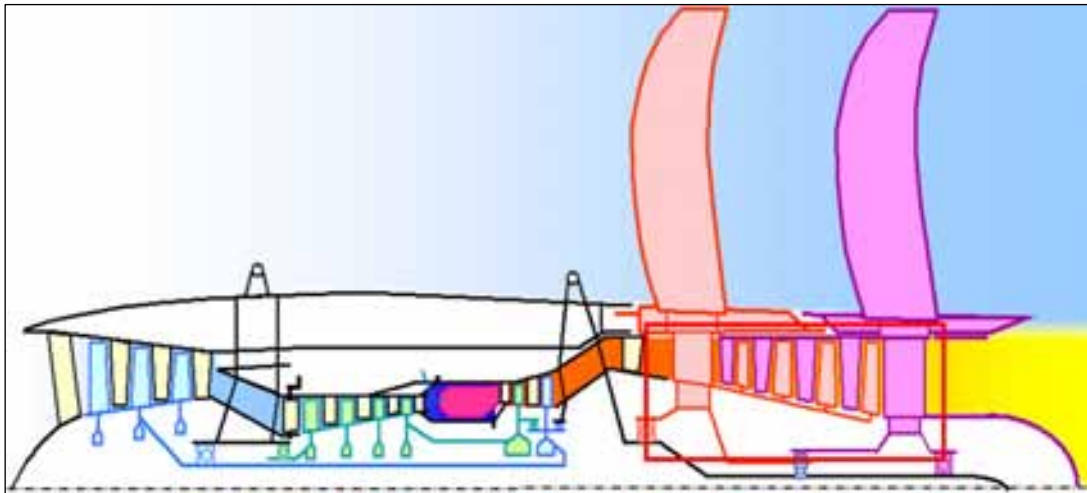


Fig 3.22 Cross section di una possibile architettura del motore per applicazioni open rotor

Strutturalmente un grosso vincolo di questa architettura è il collegamento diretto fra la turbina e i propeller esterni, i quali in nessun loro punto si devono avvicinare alla velocità del suono. Questo impone delle velocità di rotazione della turbina molto inferiori rispetto a quelle che le sarebbero necessarie per non penalizzare le proprie performance.

Il range di velocità strutturalmente compatibile con i propeller considerato per le analisi di design è stato più o meno dieci per cento rispetto alla velocità di rotazione della configurazione denominata "base".

Dal punto di vista del diagramma di Smith, quindi delle condizioni in cui andranno a lavorare le tre configurazioni, vediamo come tutte e tre si distribuiscono a diversi valori di efficienza, ma in modo simile l'una all'altra, in tutte e tre tutti i rotori si distribuiscono all'intorno di un range.

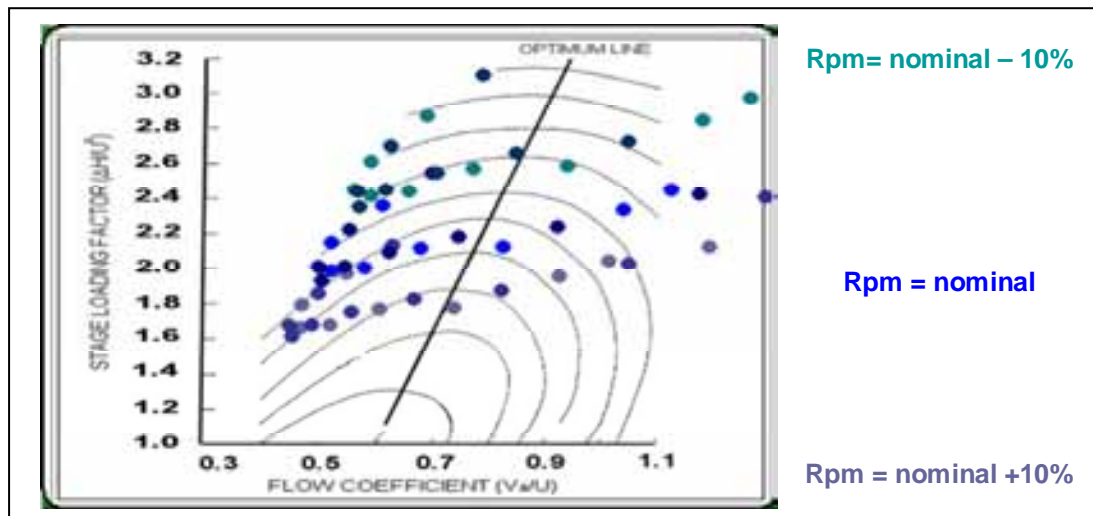


Fig 3.23 Diagramma di Smith delle tre configurazioni

Una volta ottenute le tre configurazioni ottimizzate ognuna con la propria velocità siamo andati a vedere cosa succede quando ognuna di queste si trova a lavorare a velocità diversa da quella di design.

L'analisi ha mostrato che in termini di performance la configurazione più robusta è quella ottimizzata con velocità di rotazione nominale infatti, come si vede dal grafico sotto riportato, la configurazione ottimizzata con una velocità aumentata del 10% è sì migliore per alte velocità però ha performance molto peggiori quando si trova a lavorare a velocità più basse, le stesse considerazioni, però inverse, si possono fare sulla turbina ottimizzata alla velocità più bassa del 10%, invece quella ottimizzata a velocità nominale perde in efficienza, ma poco, sia quando si trova a velocità più alte, che quando si trova a lavorare a velocità più basse.

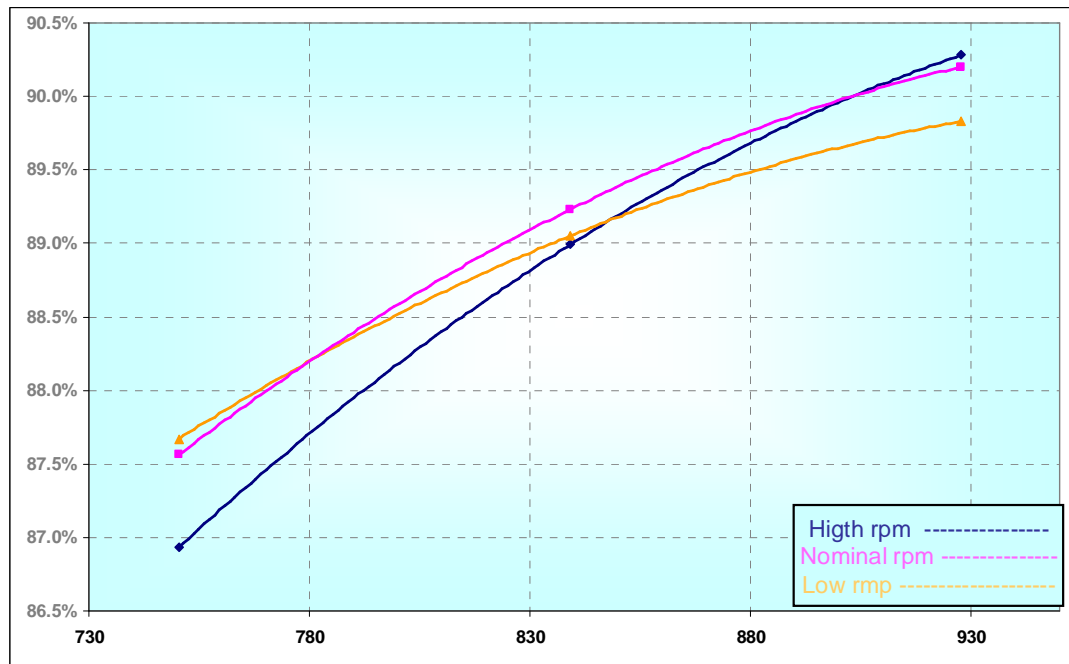


Fig 3.24 Andamento delle performance delle tre configurazioni ottimizzate a tre velocità diverse e poi fatte lavorare a velocità diversa da quella per la quale è stata ottimizzata.

Come per le turbine tradizionali dove ogni singolo stadio è formato da una schiera statorica e una rotorica, l'analisi di sensitività al variare del numero di giri ha mostrato anche per questa architettura senza statori che l'aumento della velocità di rotazione è vantaggioso per il minor numero di airfoil necessario, per minor deflessioni e efficienze più alte. i grafici riportati mostrano numericamente un vantaggio nel numero di pale del 10%,

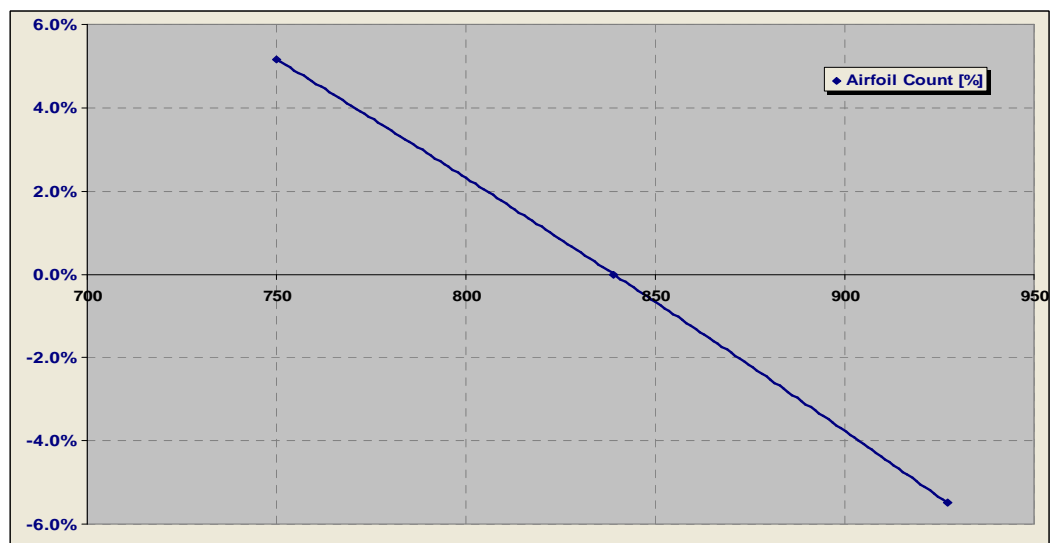


Fig 3.25 Numero di pale in funzione della velocità di rotazione della turbina

circa 12 gradi in media di flow turning

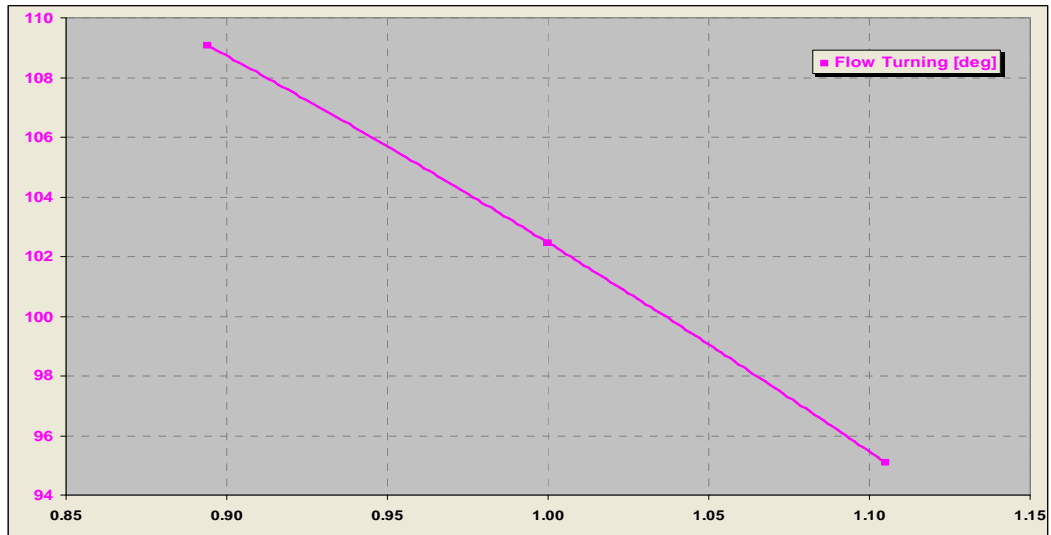


Fig 3.26 Deflessione pale in funzione della velocità di rotazione

e un 2.5% di efficienza.

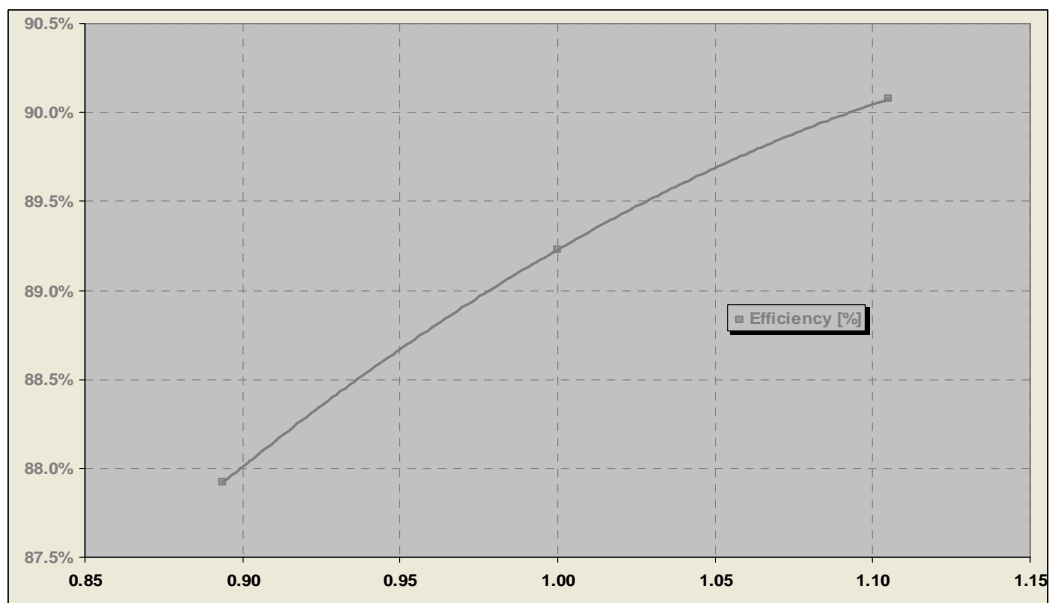


Fig 3.27 Efficienza al variare del numero di giri

Gli effetti sulle performance si sono riscontrati anche riguardo al numero di schiere da utilizzare, le analisi hanno dimostrato che la configurazione con maggiore efficienza era quella con 20 rotori, confrontata con quella a 18 e 16 schiere.

Il numero di stadi non influenza fortemente il peso, mentre è fortemente influente sul numero di airfoil necessari.

Nelle figure sotto riportate abbiamo sia l'efficienza al variare del numero di schiere sia la potenza di ogni schiera nei tre casi in cui abbiamo 20, 18 o 16 schiere totali.

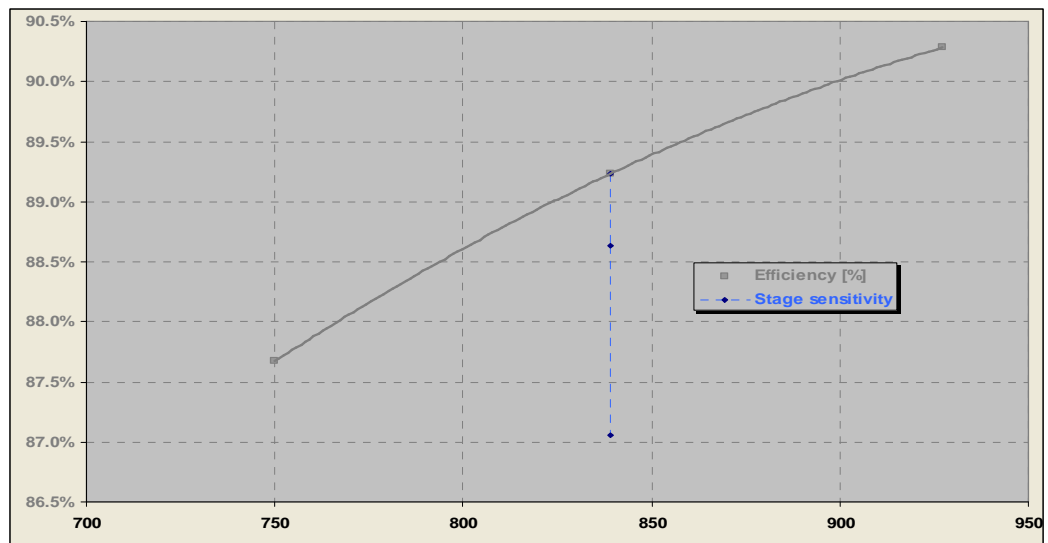


Fig. 3.28 Efficienza al variare della velocità di rotazione e del numero di schiere

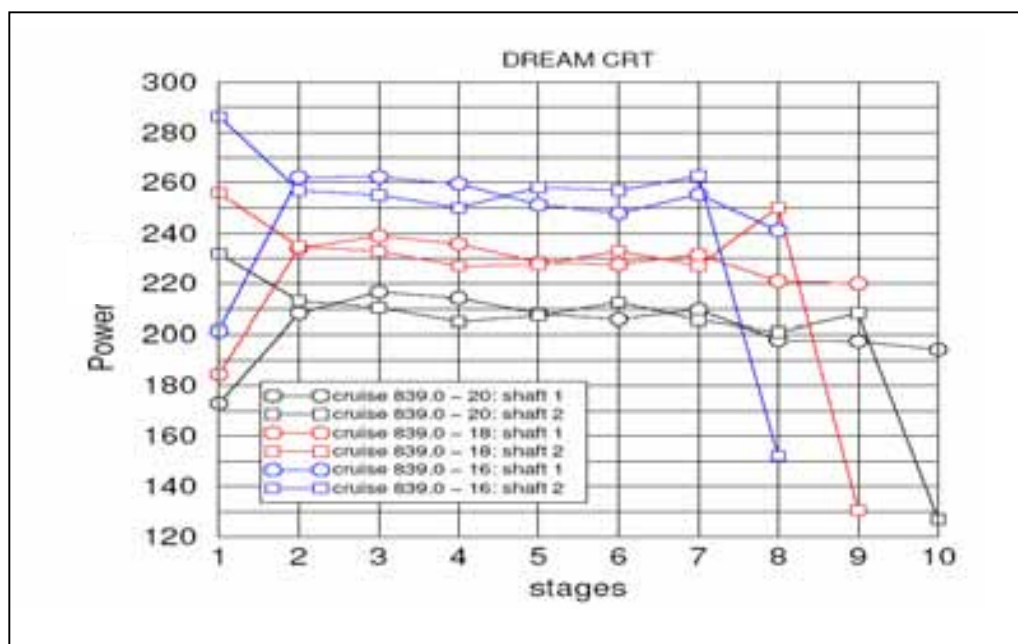


Fig 3.29 Carico su ogni schiera al variare del numero totale di schiere

Nel grafico si vede che la turbina è già molto carica con 20 schiere, diminuendo il numero di schiere aumenta ancora di più il carico sulle singole schiere.

Come già anticipato in questa configurazione manca una pala per raddrizzare il flusso all'uscita turbina, quindi per non perdere troppa spinta è necessario che l'ultimo rotore esca più assiale possibile, specifica molto penalizzante per le performance, come mostra il grafico dell'efficienza in funzione dell'angolo di uscita e il grafico che riporta l'andamento dei Mach sulla pala.

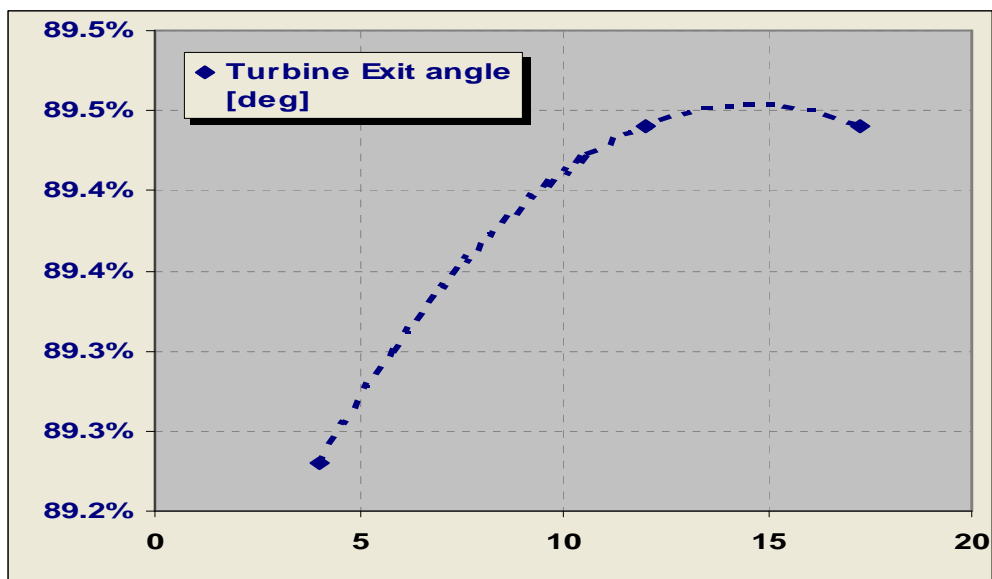


Fig 3.30 Efficienza al variare dell'angolo di uscita

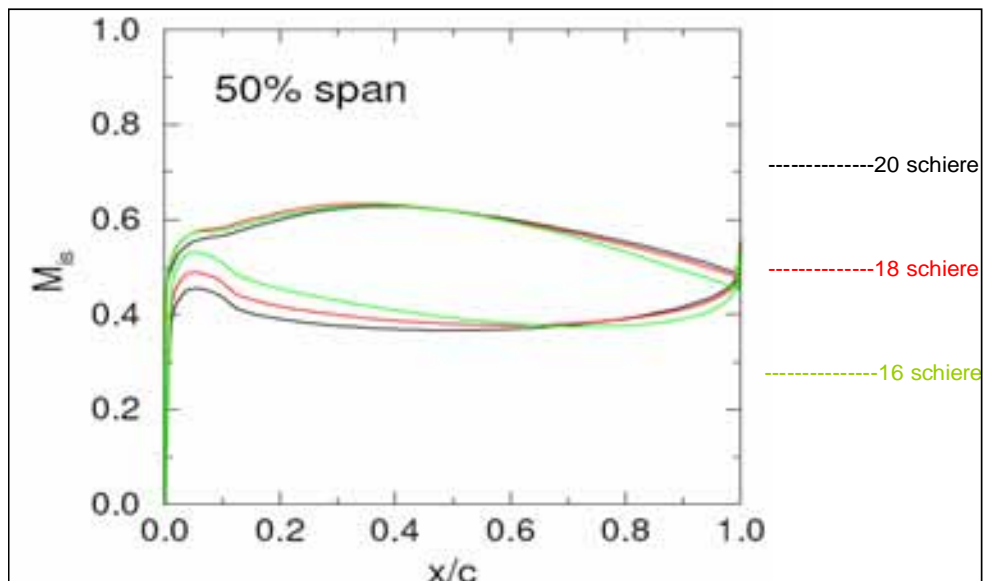


Fig 3.31 Effetto sulla distribuzione di Mach del numero di schiere

Un angolo di uscita così basso non impatta solo sull'ultimo rotore, ma influenza gli ultimi rotori.

Questo perché nelle configurazioni tradizionali, l'ultimo statore raddrizza il flusso cercando così di non condizionare il rotore a monte, qui invece non essendoci la schiera statorica raddrizzatrice, le conseguenze di un angolo di uscita troppo assiale ricadono anche sul penultimo rotore e su quelli subito a monte.

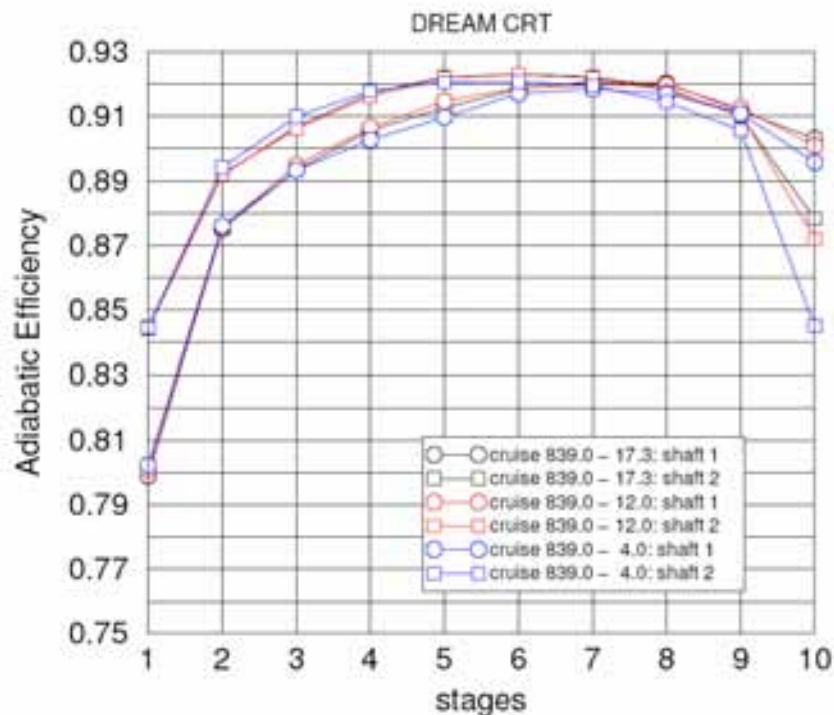


Fig 3.32 efficienze di ogni singola schiera

Dal grafico di figura 3.32 che riporta il valore dell'efficienza su ogni schiera si vede che oltre agli ultimi "stadi" sono penalizzati anche i primi, questo perché come si vede dalla figura 3.22 la prima schiera ha un profilo dalla geometria non convenzionale dovendo sostenere il collegamento con il primo propeller esterno. Questa sua forma necessaria per vincoli strutturali e meccanici impatta sulle performance e della schiera stessa e delle schiere subito a valle.

Altri effetti dell' α_{out} si possono vedere sull'andamento dei triangoli di velocità dell'intera turbina, si vede dal grafico di fig 3.33 che la configurazione più bilanciata si è ottenuta con un angolo di uscita pari a quello della conf base più 6 gradi.

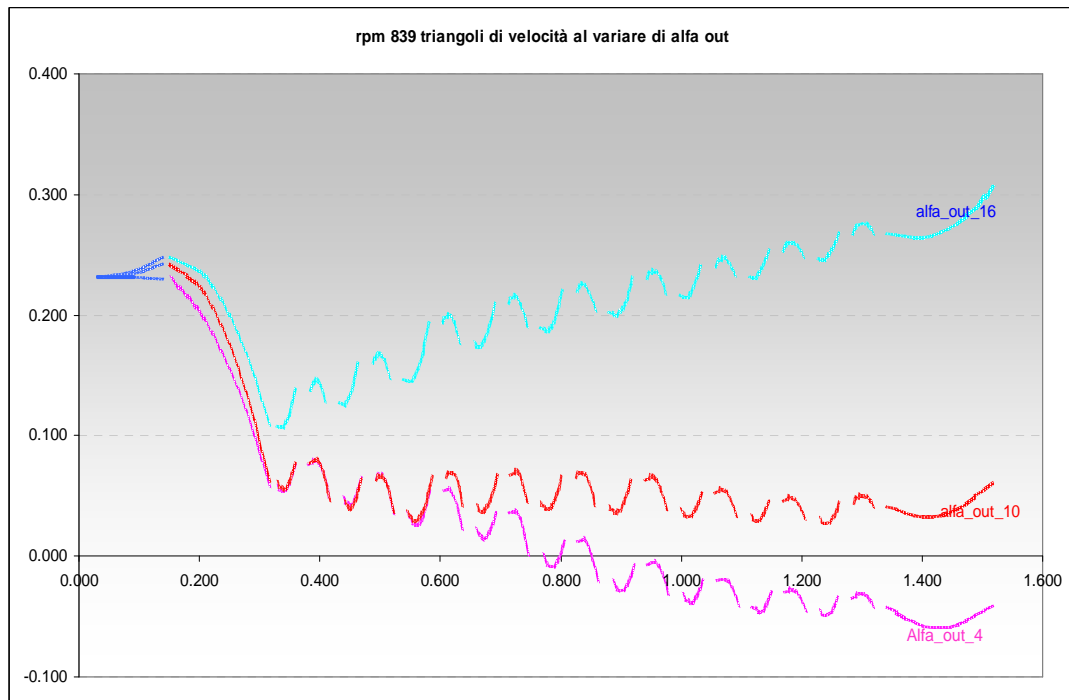


Fig 3.33 triangoli di velocità al variare dell' angolo di uscita

Un altro effetto dell'angolo di uscita lo vediamo anche in relazione al rapporto delle coppie sviluppate dai due alberi.

Ovvero abbiamo fatto analisi nelle quali imponevamo che il rapporto fra le coppie sviluppate dai due gruppi di rotori fosse rispettivamente uguale a 1, 0.95 e 1.05 cioè rotori pari e rotori dispari sviluppano la stessa coppia, rotori dispari sviluppano una coppia più piccola del 5% rispetto ai rotori pari e viceversa.

Il tool con questo obiettivo ha generato e successivamente ottimizzato 9 configurazioni riportate nel grafico di figura 3.34

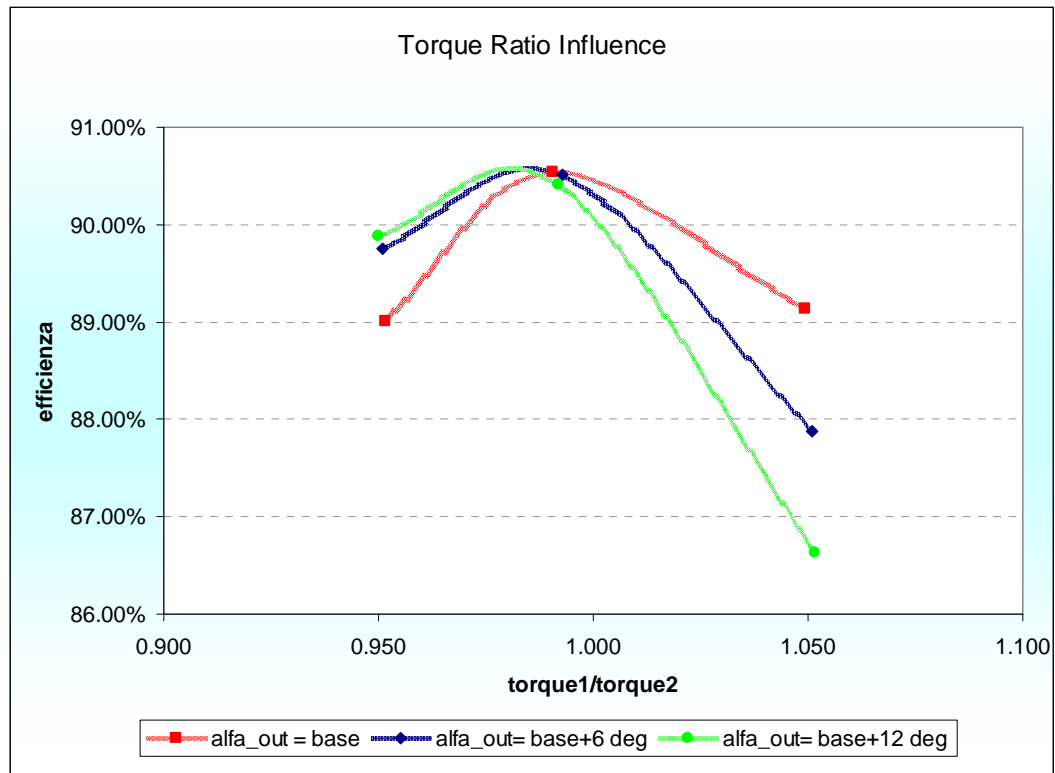


Fig 3.34 Influenza del rapporto delle coppie al variare dell'angolo di uscita

Dal grafico sopra riportato si vede la forte influenza del torque ratio, si vede come l'ottimo si ha per torque ratio=1 e come sia più robusta la configurazione con alfa di uscita pari a 10, rispetto alle altre due i delta che ci sono tra una grado di reazione e l'altro sono molto inferiori rispetto a quando i due alberi li facciamo girare a velocità diverse, e di conseguenza generano coppie diverse.

Dal grafico sopra riportato si può inoltre vedere che quando i due alberi non generano la stessa coppia non c'è un angolo di uscita che vada bene ad entrambi, anzi esattamente l'opposto, quando i rotori dispari sviluppano meno coppia dei rotori pari è più performante la configurazione con un angolo di uscita molto alto, invece se sono i rotori pari a generare più coppia è meglio non avere angoli di uscita troppo grandi.

Forte influenza da parte del torque ratio si ha anche sull'angolo di ingresso come è ben evidenziato dai due grafici riportati di seguito.

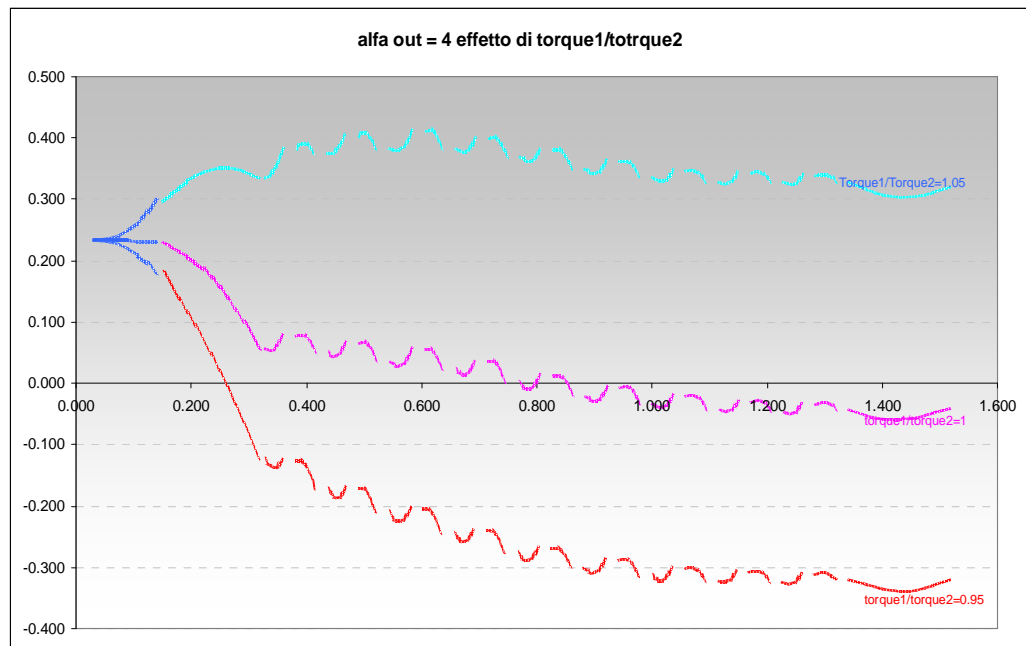


Fig 3.35 triangoli di velocità al variare del rapporto delle coppie sviluppate dai due alberi

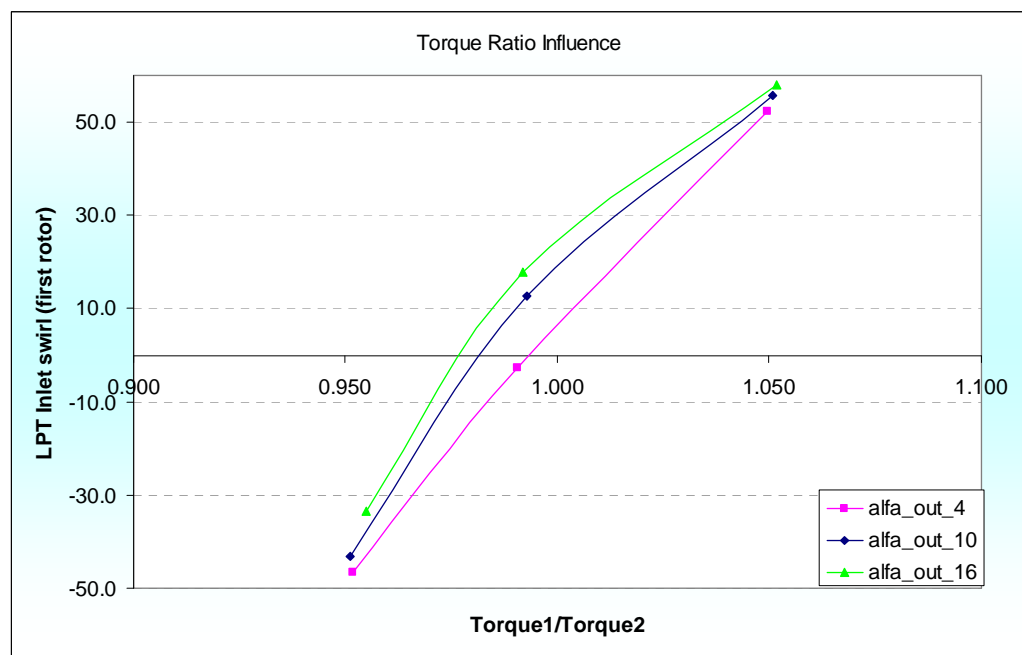


Fig 3.36 Influenza sull'inlet del rapporto delle coppie al variare dell'angolo di uscita

Un altro parametro molto importante come abbiamo visto nel primo capitolo è il grado di reazione, se grafichiamo i valori dei gradi di reazione per ogni singolo rotore al variare del rapporto $Torque1/Torque2$ vediamo che una più uniforme distribuzione di gradi di reazione si avrebbe per un rapporto di Torque compreso fra 1 e 1.05. In tutte e tre le configurazioni abbiamo un angolo di uscita pari a 10 gradi.

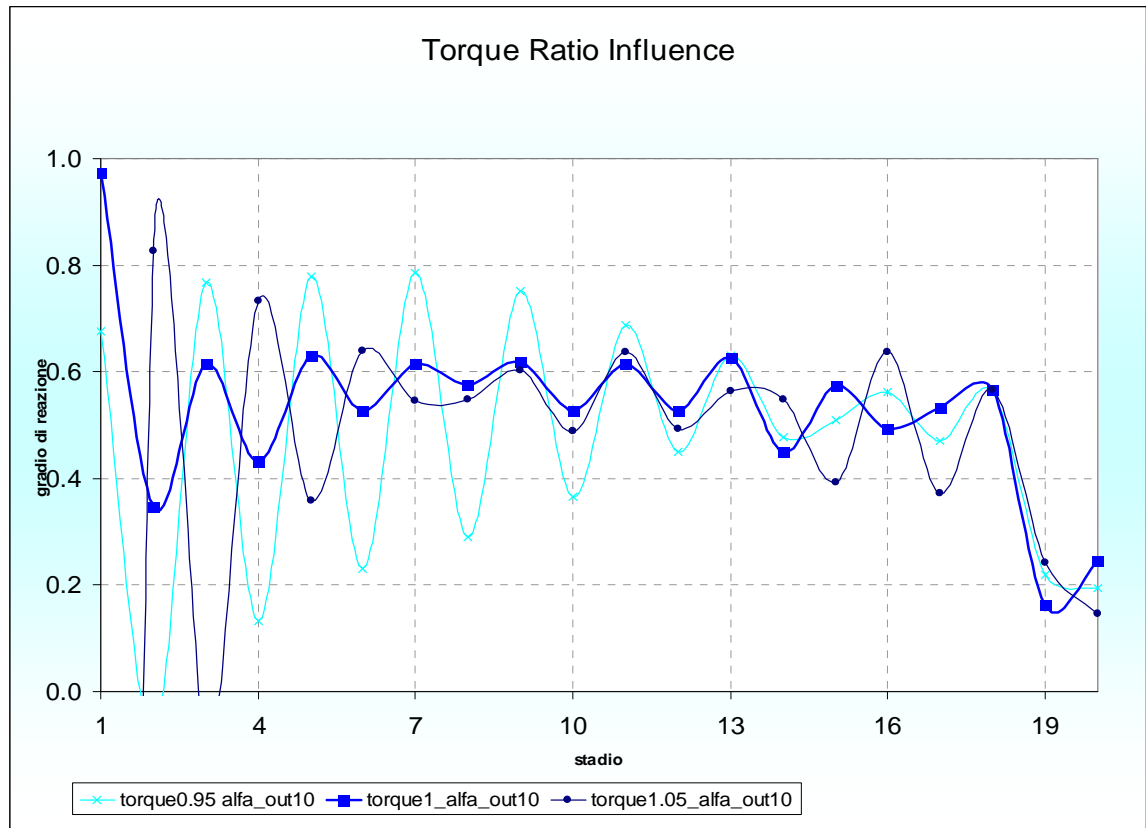


Fig 3.37 Grado di reazione al variare del rapporto di coppia sviluppata per angolo di uscita uguale a 10 gradi

La stessa analisi è stata ripetuta però con un angolo di uscita delle tre configurazioni pari a 16 e 4 gradi.

I risultati mostrati in fig 3.38 e 3.39 mostrano che nel caso di un angolo di uscita pari a 16 gradi per avere gradi di reazione meglio distribuiti avremmo bisogno di un rapporto di Torque compreso fra 1 e 0,95, invece per $\alpha_{out} = 4$ il valore di torque ratio che porta ad avere una distribuzione di gradi di reazione più bilanciata è 1.

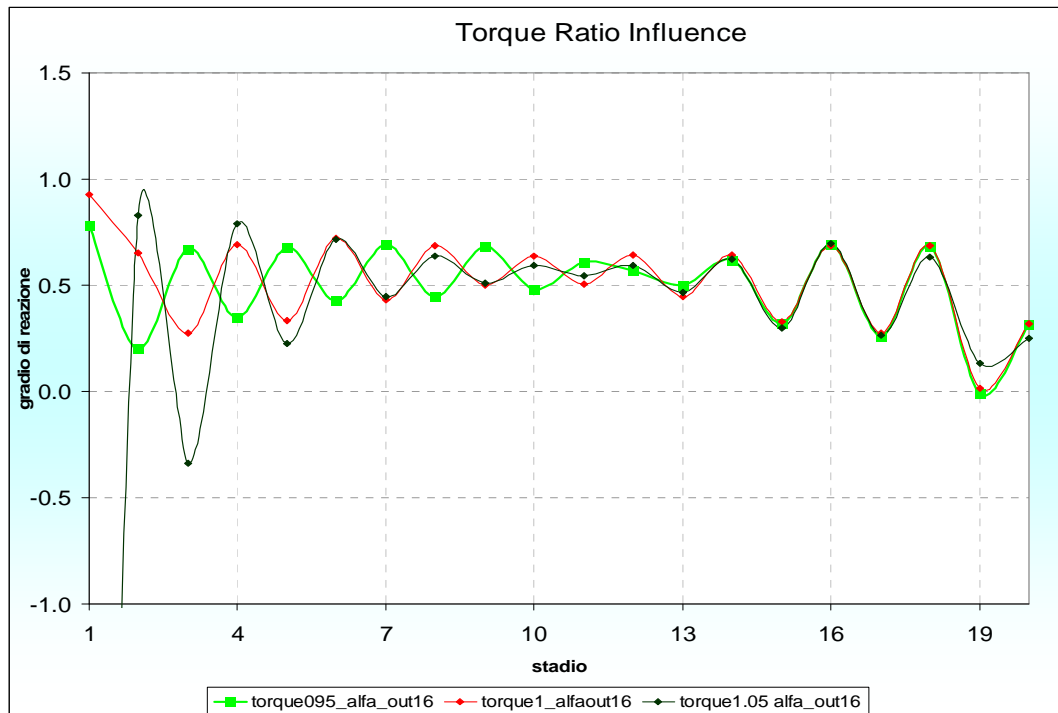


Fig 3.38 Grado di reazione al variare del rapporto di coppia sviluppata per angolo di uscita uguale a 16 gradi

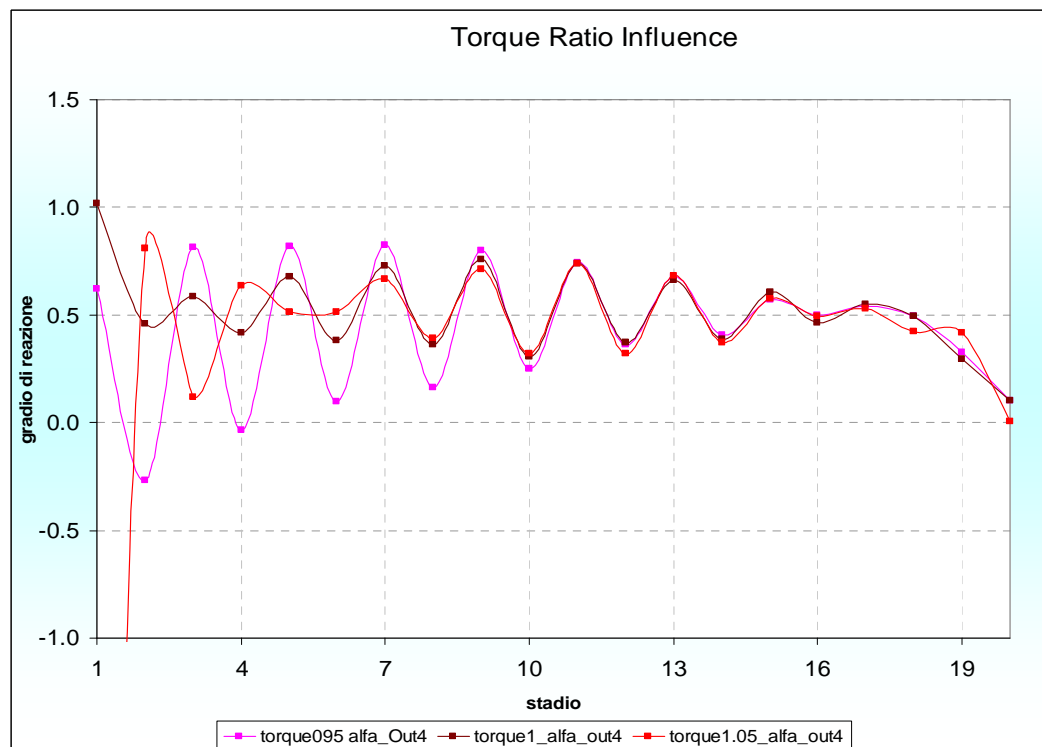


Fig 3.39 Grado di reazione al variare del rapporto di coppia sviluppata per angolo di uscita uguale a 4 gradi

Un'altra influenza molto forte da parte dell' α_{out} è sull'inlet swirl come si vede dal grafico sotto riportato.

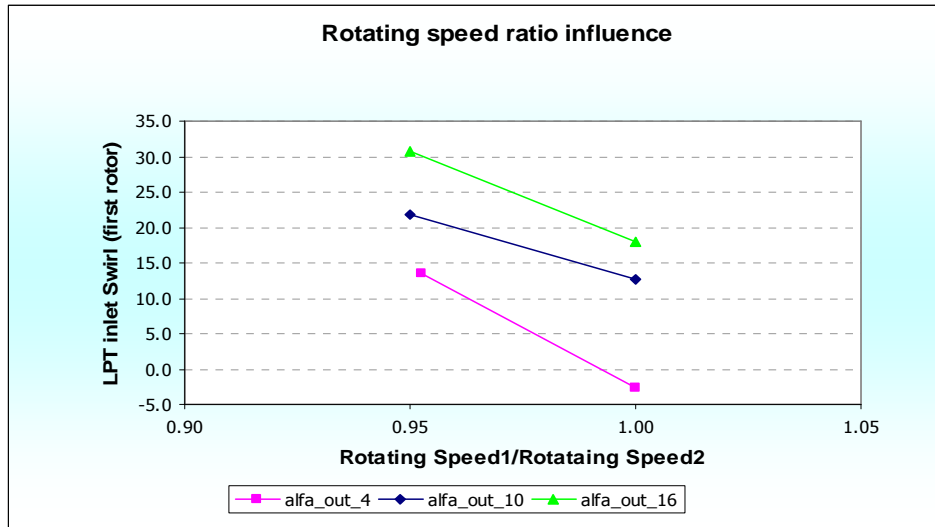


Fig. 3.40 Influenza del rapporto fra le due velocità di rotazione sull'angolo di ingresso al variare dell'angolo di uscita

Lo stesso grafico di fig. 3.40 mostra anche come sia marcata l'influenza del rapporto di velocità dei due alberi sull'angolo di ingresso, una piccola variazione delle due velocità di rotazione porta a grandi differenze di angolo d'ingresso come evidenziato dalla alta pendenza delle rette rappresentate.

A differenza del forte impatto che il rapporto tra le velocità di rotazione dei due alberi ha sull'angolo di ingresso vediamo invece come questo rapporto sia poco influente sulle efficienze.

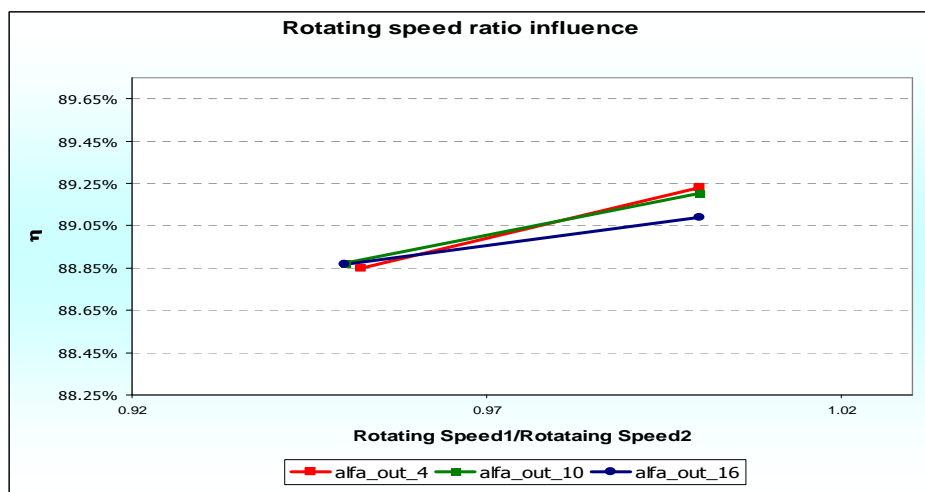


Fig. 3.41 Influenza del rapporto fra le due velocità di rotazione sull'efficienza al variare dell'angolo di uscita

Per quanto riguarda l'angolo di ingresso vediamo dai grafici sotto riportati la poca influenza sia sull'andamento dei triangoli di velocità dell'intera turbina che sulle performance.

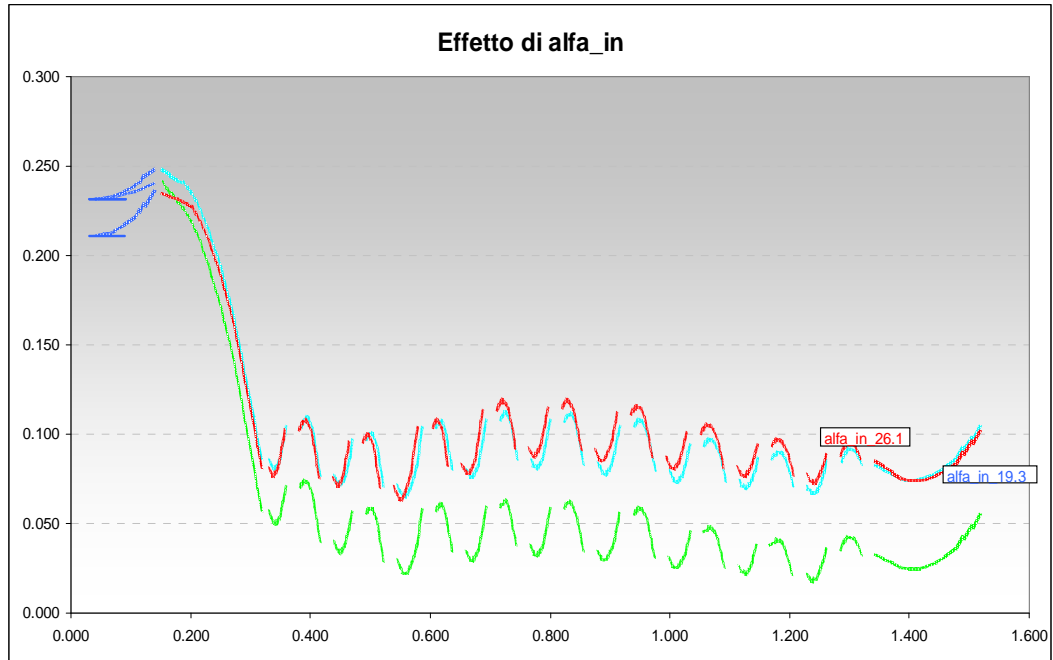


Fig 3.42 Effetto dell'angolo di ingresso sui triangoli di velocità

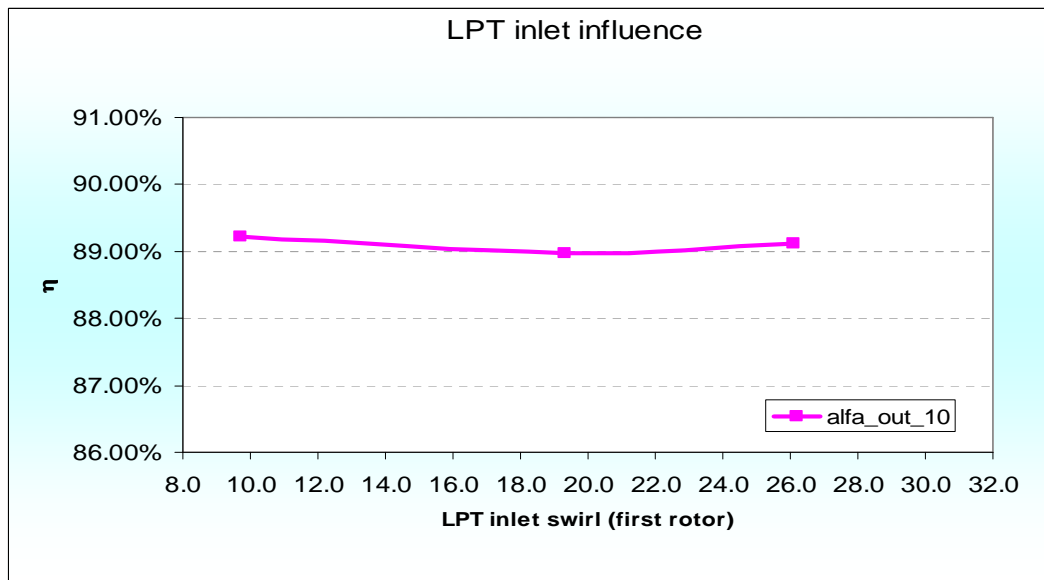


Fig 3.43 Influenza dell'angolo di ingresso sull'efficienza per un angolo di uscita pari a 10 gradi

3.2.1.2 Analisi di Affidabilità

Gli strumenti principali per un'analisi preventiva a fronte di ogni soluzione tecnica per valutare i rischi delle eventuali rotture e ricadute sulla sicurezza come dettagliatamente descritte nel capitolo 1 possono essere sintetizzati nelle tre analisi seguenti:

- FHA (Functional Hazard Analysis)
- FMECA (Failure Mode & Effect Criticality Analysis)
- FTA (Fault Tree Analysis).

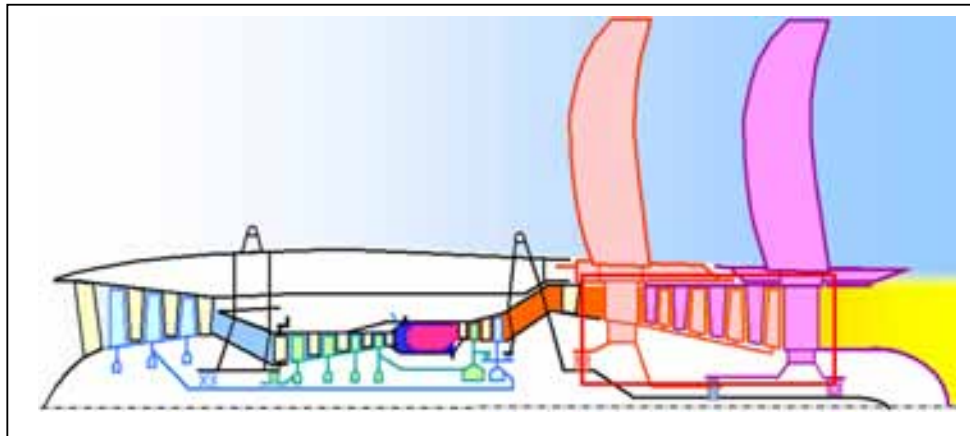


Fig 3.44 "General arrangement" della configurazione di turbina senza statori che spinge i due procelle non intubati

In questa fase di progetto poiché era a nostra disposizione soltanto un preliminary arrangement fig 3.44 si è ritenuto significativo approcciarsi al problema con un'analisi di tipo funzionale.

Un' analisi FMECA verrà poi svolta in una fase successiva al fine di definire componente per componente tutti i modi di guasto, le cause, le conseguenze a livello locale, di modulo e di engine, i modi di detezione, la probabilità di accadimento, la severità e eventuali accorgimenti da suggerire alla fase di progettazione e realizzazione del pezzo.

In questa prima fase l'attenzione si è concentrata sugli studi affidabilistici riguardanti la turbina di bassa pressione della quale Avio ne è il responsabile tecnico.

La turbina è stata suddivisa in tre sottogruppi, e in ognuno di questi siamo andati ad evidenziare solo i macro elementi come evidenziato nella break down structure riportata in figura 3.45.

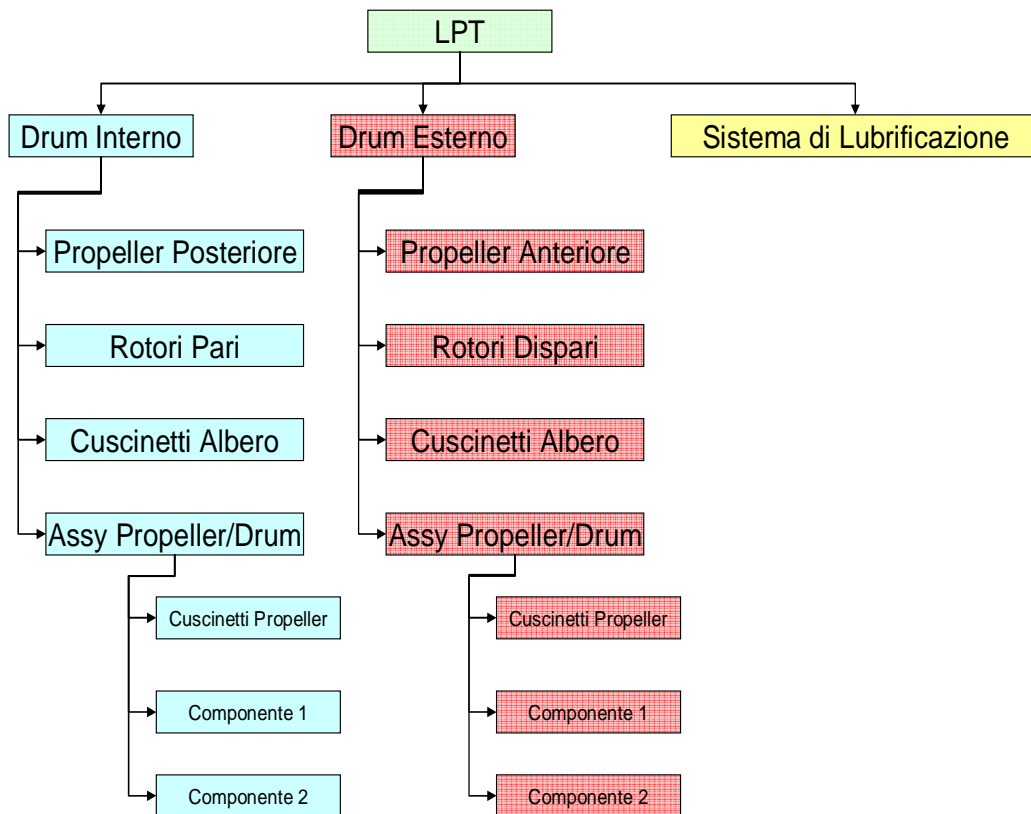


Fig 3.45 Breakdown del modulo turbina controrotante per applicazioni open rotor.

1.2.2.1 Functional Hazard Analysis.

La FHA fornisce un'analisi strutturata di ogni funzione base del progetto in esame e le condizioni di errore che possono portare ad effetti potenzialmente pericolosi; è propedeutica e facilita la stesura delle analisi FMECA. Essa risulta utile in una fase iniziale di progetto perché permette di evidenziare gli obiettivi e i requisiti che dovranno essere soddisfatti dal sistema stesso.

Tale analisi consente di approfondire la conoscenza del funzionamento del prodotto e di chiarire gli effetti che i modi di avaria dei componenti avranno sulla funzionalità del prodotto, nonché le metodologie di rilevazione dell'avaria.

1.2.2.1.1 Functional Hazard Analysis della contro.rotante open rotor

Nella stesura della FHA per la turbina di bassa pressione in configurazione contro-rotante per applicazioni in motori open.rotor ci siamo affidati all'esperienza acquisita da Avio nei progetti passati.

Il primo passo è stato quello di andare ad individuare tutte le funzioni che il modulo deve compiere.

Tali funzioni possono essere distinte fra funzioni principali, cioè proprie della turbina e che possono essere svolte soltanto da questa e altre ausiliare in quanto vengono per utilità allocate alla turbina, ma potrebbero essere svolte anche da altri moduli del motore. Tutte le funzioni sono riportate schematicamente in fig. 3.46

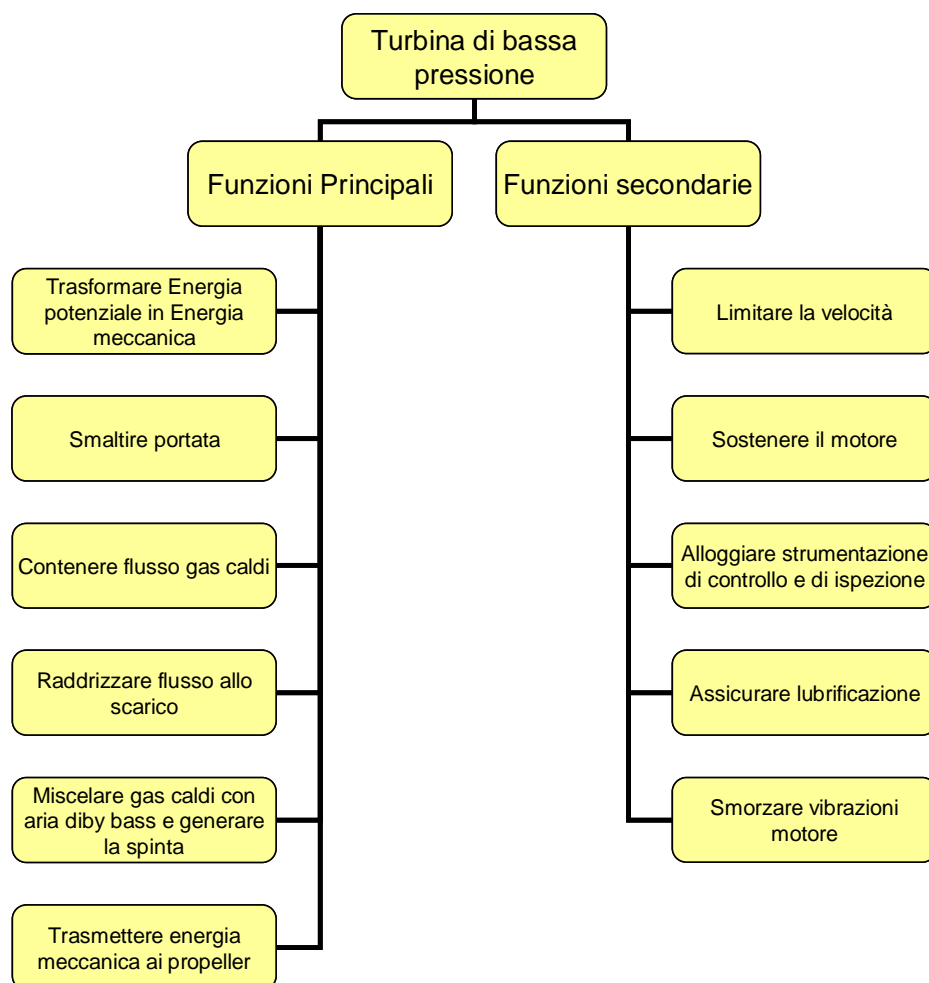


Fig 3.46 Funzioni principali e ausiliare della turbina vaneless per l'Open Rotor Dream.

Per ogni funzione la F.H.A. andrà ad individuare i componenti o l'insieme di componenti che contribuiscono ad assolverla, le cause che potrebbero portare alla perdita

della funzione o ad un suo degrado e gli effetti che si avranno a livello locale e a livello motore nel caso venisse a mancare quella determinata funzione.

Per ciascun modo di guasto saranno indicati i sensori in grado di individuare l'incipiente accadimento dell'evento di guasto o se non ancora previsti; come azioni di mitigazione della failure verranno suggeriti quei sensori la cui introduzione potrà consentire di individuare il guasto riducendone eventualmente la probabilità di accadimento.

Se il guasto avesse una severità tale da risultare con effetti critici per il sistema attraverso le mitigation actions sarà possibile fornire indicazioni ai progettisti o al manufacturing per ridurre ad un livello accettabile la probabilità di accadimento dell'evento.

Tecnicamente la FHA è stata creata seguendo lo schema riportato in fig. 3.47. dove i contenuti delle colonne sono i seguenti:

I colonna [ID]: Numero progressivo che consente la chiara identificazione del fallimento funzionale in esame, la prima cifra indica la funzione in analisi.

II colonna [Sub System]: Descrizione del sub-system/module in analisi.

III colonna [Function]: Descrizione della funzione del sistema in analisi con elenco di funzioni primarie e secondarie.

IV colonna [Assured by]: Descrizione degli item che garantiscono la funzione in esame.

V colonna [Failure condition]: Modo di guasto o mancato funzionamento della funzione in esame. Saranno indicate in questa sezione tutte le condizioni di guasto relative alla sicurezza che interessano la funzione base.

VI colonna [Operational phase]: Fase della missione durante la quale si potrebbe verificare la failure (non riportata nella nostra analisi perché giudicata non rilevante in quanto tutte le failure riguardano l'intera missione).

VII VIII colonna [Failure effect]: Gli effetti di fallimento sono divisi in due distinti livelli come descritto di seguito:

- 1) L'effetto a livello locale è l'effetto immediato della condizione di errore in esame direttamente sul modulo /sistema.

- 2) L'effetto a livello superiore è l'effetto della condizione di guasto a livello motore.

IX X XI XII XIII colonna [Failure detectability]: Si riportano in questa colonna i mezzi o metodi con i quali un errore può essere scoperto da un operatore durante il funzionamento normale del sistema o può essere scoperto dal team di manutenzione durante la fase di diagnostica.

XIV colonna [Failure Classification Category]: Classifica la gravità delle conseguenze della failure sulla base della MIL-STD-1629A e MIL-STD-882D.

XV colonna [Required rate]: range di probabilità di accadimento della failure accettabile secondo la classificazione di appartenenza.

XVI colonna e successive [Remarks] Colonne dedicate a osservazioni relative a chiarire le altre colonne nella riga del foglio di lavoro.

Si riportano inoltre in queste colonne test o analisi richieste alla fase di progettazione o manufacturing al fine di ridurre la probabilità di accadimento della failure.

CRT OPEN ROTOR FHA																		
Ref ID	Sub System	Function		Assured by	Failure condition	Operational phase	Failure effect		Failure Detectability					Failure Classification Category	Required Rate	Part classified critical	Reliefs / Remarks	
							Local	Higher Level	Vibration sensor	Debris monitoring	Temperature sensor	Pressure sensor	Speed Sensor				Design mitigation	Notes

Fig 3.47 Impostazione foglio per analisi FHA

Di seguito si riporta un estratto della Functional Hazard Analysis effettuata sulla contro rotante Open Rotor

CRT OPEN ROTOR FHA																		
Ref ID	Sub System	Function		Assured by	Failure condition	Failure effect		Failure Detectability					Failure Classification Category	Required Rate	Part classified critical	Reliefs / Remarks		
						Local	Higher Level	Vibration sensor	Debris monitoring	Temperature sensor	Pressure sensor	Speed Sensor				Design mitigation	Notes	
1.01	LPT	To trasmit mechanical energy to propeller	To trasmit mechanical energy to propeller	Drum and blade system	Degraded ability to trasmit mechanical energy to propeller	Vibration increase Pressure profile distribution modification Reduction of system performance	Mission degradation	√				√	√	Minor			Prior to such event vibration sensor and pressure sensor and speed sensor could detect the incipient failure condition	The incipient failure could be detected during maintenance activity
1.02				Drum and blade system	Loss of ability to trasmit mechanical energy to propeller	Vibration increase Loss of mechanical strenght of the components Possible blade ejection chunk generation	Engine shut down Possible damage on surrounding part	√					√	Hazardous	<1.0 E-08	√	Drum has been designed in order to assure blade release containment	The incipient failure could be detected during maintenance activity. Drum is classified critical part. Critical classification of the part assure a strong manufacturing process control

CRT OPEN ROTOR FHA																	
Ref ID	Sub System	Function		Assured by	Failure condition	Failure effect		Failure Detectability					Failure Classification Category	Required Rate	Part classified critical	Reliefs / Remarks	
						Local	Higher Level	Vibration sensor	Debris monitoring	Temperature sensor	Pressure sensor	Speed Sensor				Design mitigation	Notes
1.03	LPT	To trasmit mechanical energy to propeller	To support the propeller	Propeller support	Loss of ability to support the propeller	Oil leakage Loss of mechanical strenght of the components Vibration High energy debris generation	Propeller blade release	√				√		Hazardous	<1.0 E-08	√	It is recommended to performe a structural analysis in order to demonstrate adequate safety factor condiction The incipient failure could be detected during maintenance activity Propeller support is classified critical part. Critical classification of the part assure a strong manufacturing process control
1.04			To support loads	Bearings	Loss of ability to support loads	Vibration Reduced bearing life Debris generation Bearing overheating Loss of structural stifness	Failure leading to propeller protection activation	√		√				Major	<1.0 E-06		Prior to such event vibration sensor and temperature sensor could detect the incipient failure condition The incipient failure could be detected during maintenance activity IFSD

CRT OPEN ROTOR FHA																
Ref ID	Sub System	Function	Assured by	Failure condition	Failure effect		Failure Detectability					Failure Classification Category	Required Rate	Part classified critical	Reliefs / Remarks	
					Local	Higher Level	Vibration sensor	Debris monitoring	Temperature sensor	Pressure sensor	Speed Sensor				Design mitigation	Notes
2.01	LPT	To trasform Potential energy to mechanical energy	Rotor blade	Degraded ability to trasform potential energy into mechanical energy	Anomalous pressure distribution Minor reduction of turbine performance	Negligible effect at engine level						Negligible				
2.02			Rotor blade	Loss of ability to trasform potential energy into mechanical energy	Vibration increase Possible blade ejection chunk generation	Engine shut down Possible damage on surrounding part	√						Major	<1.0 E-06		Drum has been designed in order to assure blade release containment
3.01	LPT	Straighten the exhaust flow	Last blade	Loss of ability straighten the exhaust flow	Anomalous pressure distribution Reduction of turbine performance	Major reduction of axial thrust Mission degradation					√	Minor			Prior to such event pressure sensor could detect the incipient failure condition	The incipient failure could be detected during maintenance activity
3.02			Blade	Degraded ability straighten the exhaust flow	Anomalous pressure distribution Minor reduction of turbine performance	Negligible effect at engine level							Negligible			

Fig 3.48 estratto di analisi FHA

Conclusioni e Sviluppi Futuri

L'attuale efficienza di turbine aeronautiche tradizionali alto livello tecnologico è tale che i margini di miglioramento sono ormai giunti quasi ad un asintoto tanto che non è più sufficiente continuare verso il perfezionamento di queste per raggiungere gli ambiziosi requisiti A.C.A.R.E. ma è necessario un cambiamento radicale.

Gli studi si sono quindi spostati verso configurazioni innovative senza statori o verso l'uso di turbine ad alta velocità collegate al fan attraverso un riduttore per scollegare la rotazione del fan da quello della turbina stessa.

La nostra analisi effettuata su configurazioni turbo fan con fan intubato in posizione traente ci ha permesso di vedere come a livello turbina sia molto più vantaggiosa, sia per le performance che per la riduzione di peso, l'uso di una configurazione turbina ad alta velocità accoppiata ad un riduttore rispetto alla configurazione tradizionale o alla configurazione senza statori.

A livello motore però la differenza fra le tre configurazioni non è così marcata perché l'introduzione della scatola di riduzione aumenta il peso complessivo motore, introduce componenti aggiuntivi e quindi complica il design sia dal punto di vista della progettazione che della manutenibilità ed affidabilità.

Il lavoro di tesi ha inoltre visto la partecipazione, tramite Avio, al progetto europeo "Dream", sono stati effettuati studi di "concept design" di un motore a configurazione Open Rotor con turbina senza statori e che mette in movimento due propeller direttamente collegati alla turbina stessa.

Gli sviluppi futuri del lavoro di tesi faranno parte del progetto europeo "JTI" previsto per il prossimo 2011 dove verrà approfondito l'effettivo vantaggio di SFC e rumore di turbina con riduttore, verrà ottimizzata la configurazione variando tipologie di fan e turbina al fine di massimizzare i vantaggi e migliorare il livello di affidabilità.

Bibliografia

- [1] Elementi di Affidabilità Direzione Progettazione Definizione Progetto Avio
 - [2] <http://www.boeing.com/commercial/cmo/>, "Current Market Outlook 2009-2028";
 - [3] http://www.eurocontrol.int/corporate/public/subsite_homepage/index.html, "EUROCONTROL Guidelines for Contingency Planning of an Air Navigation Services 2009", 2009;
 - [4] European Commission, Aeronautics Research – 2003-2006 Projects "Project Synopses – Vol. 1 "Research Projects from the First and Second Calls";
 - [5] http://ec.europa.eu/research/era/2020_era_vision_en.html
 - [6] Y. Ohkubo, "Low-Nox Combustion Technology", R&D Review of Toyota CRDL Vol.41 No.1;
 - [7] The Geared Turbofan Technology Opportunities, Challenges and readiness status C.Riegler, C. Bichlmaier
 - [8] Fundamental Differences between conventional and geared turbofans. Joachim Kurzke
 - [9] GE Aircraft Engines – GE36 Project Department – "Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept – Engine test"/ "Component test"/ "Design Report" – Cincinnati Ohio, Dicembre 1987.
 - [10] Jane's "Aero-Engine"
 - [11]. <http://www.dream-project.eu/index.aspx>
 - [12]. http://www.mtu.de/en/technologies/ciaire/PK_Klima_18-07
 - 2007_Martens_en.pdf
 - [13] http://www.cleantech.eu/index.php?arbo_id=83&set_language=en
 - [14] Corallo: Data Base, Avio S.p.A.,
 - [15] The Jet Engine (1987) Fifth edition Reprinted 1996 with revisions.
- Printed in Great Britain by Renault Printing Co Ltd Birmingham England B448BS For Rolls-Royce plc Derby England.